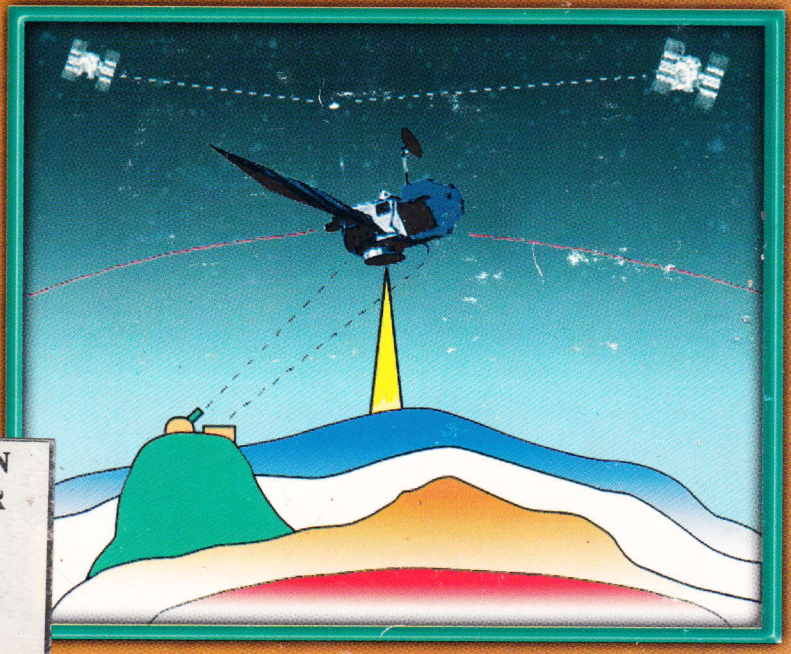
Dr. Hasanuddin Z. Abidin

GEODESI SATELIT



USTAKAAN
WA TIMUR

PRADNYA PARAMITA
Penerbit satra dan teknologi

Undang-Undang No. 7 Tahun 1987

tentang

HAK CIPTA

Pasal 44

(1) Barangsiapa dengan sengaja dan tanpa hak mengumumkan atau memperbanyak suatu ciptaan atau memberi izin untuk itu, dipidana dengan pidana penjara paling lama 7 (tujuh) tahun dan/atau denda paling banyak Rp 100.000.000,00 (seratus juta rupiah).

(2) Barangsiapa dengan sengaja menyiarkan, memamerkan, mengedarkan, atau menjual kepada umum suatu ciptaan atau barang hasil pelanggaran Hak Cipta sebagaimana dimaksud dalam ayat (1), dipidana dengan pidana penjara paling lama 5 (lima) tahun dan/atau denda paling banyak Rp 50.000.000,00 (lima puluh juta rupiah).

526.1
43
2
G

GEODESI SATELIT

Oleh :

Dr. Hasanuddin Z. Abidin
Departemen Teknik Geodesi
Institut Teknologi Bandung

Cetakan Pertama

PT PRADNYA PARAMITA
JAKARTA

Perpustakaan Nasional: katalog dalam terbitan (KDT)

Abidin, Hasanuddin Z.
Geodesi satelit / oleh Hasanuddin Z. Abidin. -- Jakarta : Pradnya Paramita, 2001.
ix, 219 hal. ; 23 cm
Bibliografi:
ISBN 979-408-462-X
1. Geodesi. I. Judul.
526.1

Perpustakaan
Propinsi Jawa T
75 867 / Gpp / p / 00

2002

GEODESI SATELIT

Oleh : Dr. Hasanuddin Z. Abidin
© Hak Cipta dilindungi oleh undang-undang
Diterbitkan oleh : PT Pradnya Paramita
Jalan Bunga 8 - 8A
Jakarta 13140
Cetakan Pertama : 2001
Setting/Layout : Karya Grafis Digital (KARISTA), Jakarta
Dicetak Oleh : PT Anem Kosong Anem

PRAKATA

Geodesi Satelit adalah sub-bidang ilmu geodesi yang menggunakan bantuan satelit (alam ataupun buatan manusia) untuk menyelesaikan problem-problem geodesi, yaitu yang terkait dengan penentuan posisi, penentuan medan gaya berat, serta penentuan variasi temporal dan spasial dari posisi dan medan gaya berat. Saat ini tidak dapat dipungkiri bahwa pemanfaatan satelit dalam bidang Geodesi sudah sangat berkembang, termasuk di Indonesia. Mengingat perkembangan yang pesat dari bidang Geodesi Satelit serta belum adanya buku teks tentang Geodesi Satelit dalam bahasa Indonesia, maka penulis mencoba menyusun buku teks ini. Buku ini dimaksudkan untuk menjelaskan secara umum prinsip, konsep, dan aspek-aspek dari disiplin ilmu Geodesi Satelit dengan pendekatan penyajian yang bersifat tidak terlalu teoretis. Buku ini disusun dari bahan-bahan mata kuliah Geodesi Satelit yang penulis berikan di Jurusan Teknik Geodesi - ITB, pada tingkat sarjana dan tingkat magister.

Penulisan buku ini dibantu secara finansial oleh Program Penulisan Buku Teks Tahun Anggaran 2000, yang diselenggarakan oleh Direktorat Penelitian dan Pengabdian Pada Masyarakat (P3M), Direktorat Jenderal Pendidikan Tinggi, Departemen Pendidikan Nasional. Untuk itu kami mengucapkan terima kasih yang tulus kepada semua pihak yang mengelola program tersebut, terutama Prof. Dr. Jajah Koswara. Penulis juga ingin mengucapkan terima kasih pada Prof. Dr. Joenil Kahar, yang telah banyak memberikan saran untuk perbaikan naskah buku ini.

Akhirnya kami berharap buku ini dapat bermanfaat bagi sebanyak mungkin pihak serta dapat berkontribusi dalam mempercepat proses pengajaran, penelitian, pengembangan, dan aplikasi bidang Geodesi Satelit di Indonesia. Insya Allah.

H.Z.A.
Bukit Ligar, Bandung Utara
Januari 2001

DAFTAR ISI

PRAKATA v

DAFTAR ISI vii

BAB 1 PENDAHULUAN 1
- 1.1 ILMU GEODESI 1
- 1.2 PENGERTIAN DAN RUANG LINGKUP GEODESI SATELIT 2
- 1.3 PERKEMBANGAN GEODESI SATELIT 3
- 1.4 PERAN DAN FUNGSI SATELIT 6
- 1.5 SISTEM PENGAMATAN GEODESI SATELIT 8
- 1.6 APLIKASI GEODESI SATELIT 11
- 1.7 OBYEKTIF DAN STRUKTUR BUKU 12

BAB 2 SISTEM KOORDINAT 15
- 2.1 SISTEM DAN KERANGKA REFERENSI KOORDINAT 15
- 2.2 BENTUK DAN UKURAN BUMI 16
- 2.3 DINAMIKA BUMI 19
  - 2.3.1 Parameter Orientasi Bumi 20
  - 2.3.2 Presesi dan Nutasi 21
  - 2.3.3 Pergerakan Kutub 23
  - 2.3.4 Perubahan Panjang Hari (LOD) 27
  - 2.3.5 Pengamatan Parameter Orientasi Bumi 28
- 2.4 SISTEM KOORDINAT 29
- 2.5 SISTEM KOORDINAT DALAM GEODESI SATELIT 31
  - 2.5.1 Sistem Koordinat Referensi CIS 32
  - 2.5.2 Sistem Koordinat Referensi CTS 34
  - 2.5.3 Sistem Koordinat Referensi Ellipsoid 35
  - 2.5.4 Hubungan antara CIS dan CTS 37
  - 2.5.5 Hubungan antara CTS dan Sistem Ellipsoid 38
- 2.6 SISTEM KOORDINAT REFERENSI ICRS DAN ITRS .. 41
  - 2.6.1 Sistem Koordinat Referensi ICRS 41
  - 2.6.2 Sistem Koordinat Referensi ITRS 43
- 2.7 WORLD GEODETIC SYSTEM 1984 (WGS 84) 45

BAB 3 SISTEM WAKTU 51
- 3.1 SISTEM WAKTU BINTANG 52
- 3.2 SISTEM WAKTU MATAHARI 54
  - 3.2.1 Universal Time (UT) 55
  - 3.2.2 Hubungan Sistem Waktu Bintang dan Matahari 58
- 3.3 SISTEM WAKTU DINAMIK 58

3.4 SISTEM WAKTU ATOM 60
3.4.1 UTC (*Universal Time Coordinated*) 62
3.4.2 Hubungan Sistem Waktu Atom dengan Sistem Waktu Lainnya 63
3.5 PENANGGALAN JULIAN (*JULIAN DATE*) 65
3.5.1 Transformasi Waktu Sipil ke Waktu Julian ... 65
3.5.2 Transformasi Waktu Julian ke Sipil 66

BAB 4 SISTEM ORBIT 67
4.1 PERGERAKAN SATELIT MENGELILINGI BUMI 68
4.1.1 Hukum Kepler I 68
4.1.2 Hukum Kepler II 70
4.1.3 Hukum Kepler III 70
4.1.4 Hukum-hukum Newton 73
4.2 ELEMEN KEPLERIAN DARI ORBIT SATELIT 75
4.3 SISTEM KOORDINAT ORBITAL 78
4.4 JENIS-JENIS ORBIT SATELIT 81
4.4.1 Orbit Prograde dan Retrograde 81
4.4.2 Orbit Polar 81
4.4.3 Orbit Geostationer 82
4.4.4 Orbit Sun-Synchronous 83
4.5 JEJAK SATELIT 85
4.6 PERTURBASI PERGERAKAN SATELIT 87
4.6.1 Efek Ketidaksimetrisan Bumi 89
4.6.2 Gaya Gravitasi Bulan dan Matahari 90
4.6.3 Pasang Surut Bumi dan Laut 90
4.6.4 *Atmospheric Drag* 91
4.6.5 Tekanan Radiasi Matahari 94
4.6.6 Gaya-gaya Perturbasi Lainnya 95
4.7 PENENTUAN ORBIT 96

BAB 5 PROPAGASI SINYAL 99
5.1 GELOMBANG ELEKTROMAGNETIK 99
5.2 ATMOSFER BUMI DAN KARAKTERISTIKNYA 102
5.3 PROPAGASI GELOMBANG 105
5.3.1 Medium Dispersif 105
5.3.2 Kecepatan Fase dan Kecepatan Group 106
5.3.3 Interaksi Energi 107
5.4 PROPAGASI SINYAL DALAM IONOSFER 109
5.4.1 Efek Ionosfer pada Jarak Ukuran 109
5.4.2 Variasi Efek Ionosfer 111
5.5 PROPAGASI SINYAL DALAM TROPOSFER 116
5.6 MODEL KOREKSI TROPOSFER 117
5.6.1 Model Hopfield 118
5.6.2 Model Saastamoinen 119
5.6.3 Model Black 120
5.6.4 Fungsi-fungsi Pemetaan 121

BAB 6 SISTEM SLR DAN LLR 125
6.1 PRINSIP KERJA SISTEM SLR 126
6.2 SISTEM-SISTEM SLR 129

6.3 APLIKASI SLR 134
6.4 SISTEM LLR 139
6.5 GEOMETRI PENGAMATAN LLR 141
6.6 APLIKASI LLR 143

BAB 7 SISTEM VLBI 145
7.1 PRINSIP DASAR VLBI 145
7.2 SISTEM VLBI 148
7.3 APLIKASI VLBI 150

BAB 8 SATELIT ALTIMETRI 157
8.1 PRINSIP DASAR SATELIT ALTIMETRI 157
8.2 GEOMETRI PENGAMATAN SATELIT ALTIMETRI 158
8.3 MISI-MISI SATELIT ALTIMETRI 161
8.4 APLIKASI SATELIT ALTIMETRI 164

BAB 9 SISTEM SATELIT NAVIGASI 171
9.1 SEGMEN SATELIT 172
9.1.1 Satelit Blok I 173
9.1.2 Satelit Blok II dan IIA 173
9.1.3 Satelit Blok IIR 176
9.1.4 Satelit Blok IIF 178
9.1.5 Konfigurasi Orbit 178
9.2 SEGMEN SISTEM KONTROL 180
9.3 SEGMEN PENGGUNA 183
9.3.1 Klasifikasi Receiver GPS 183
9.3.2 Antena GPS 190
9.4 SISTEM WAKTU SATELIT DAN GPS 191
9.5 KEMAMPUAN GPS 192
9.6 KONDISI PASAR GPS 193
9.7 GLONASS, SATELIT NAVIGASI RUSIA 194

DAFTAR PUSTAKA 199

Lampiran I TRANSFORMASI (X,Y,Z) KE (φ,λ,h) 209
I.1 Metode Iterasi Sederhana 210
I.2 Metode Paul 211
I.3 Metode Bowring 212
I.4 Metode Ozone 212
I.5 Metode Borkowski 213
I.6 Metode Lin & Wang 214
I.7 Perbandingan Antarmetode 215

Lampiran II TRANSFORMASI 3D ANTARSISTEM (X,Y,Z) 217

Bab 1
PENDAHULUAN

1.1 ILMU GEODESI

Berdasarkan ***definisi klasik*** dari *Helmert* (1880), Geodesi adalah *ilmu tentang pengukuran dan pemetaan permukaan Bumi.* Menurut *Torge* (1980), definisi ini juga mencakup permukaan dasar laut. Meskipun definisi klasik tersebut sampai batas tertentu masih berlaku, tetapi ia tidak dapat menampung perkembangan ilmu Geodesi yang terus berkembang dari waktu ke waktu. ***Definisi modern*** untuk ilmu Geodesi adalah seperti yang dijabarkan oleh IAG *(International Association of Geodesy)* yaitu [*Rinner*, 1979]:

> *Geodesi adalah disiplin ilmu yang mempelajari tentang pengukuran dan perepresentasian dari Bumi dan benda-benda langit lainnya, termasuk medan gaya beratnya masing-masing, dalam ruang tiga dimensi yang berubah dengan waktu.*

Definisi Geodesi lainnya yang bersifat modern diberikan oleh [*OSU*, 2001] sebagai berikut:

> *Geodesi adalah bidang ilmu inter-disiplin yang menggunakan pengukuran-pengukuran pada permukaan Bumi serta dari wahana pesawat dan wahana angkasa untuk mempelajari bentuk dan ukuran Bumi, planet-planet dan satelitnya, serta perubahan-perubahannya; menentukan secara teliti posisi serta kecepatan dari titik-titik ataupun obyek-obyek pada permukaan Bumi atau yang mengorbit Bumi dan planet-planet dalam suatu sistem referensi tertentu; serta mengaplikasikan pengetahuan tersebut untuk berbagai aplikasi ilmiah dan rekayasa dengan menggunakan matematika, fisika, astronomi, dan ilmu komputer.*

Berdasarkan definisi modern Geodesi dari IAG, *Vanicek and Krakiwsky* (1986), mengklasifikasikan tiga bidang kajian utama dari ilmu Geodesi, yaitu:

- penentuan posisi,
- penentuan medan gaya berat, dan
- variasi temporal dari posisi dan medan gaya berat;

dimana domain spasialnya adalah Bumi beserta benda-benda langit lainnya. Setiap bidang kajian di atas mempunyai spektrum yang sangat luas, dari teoretis sampai praktis, dari Bumi sampai benda-benda langit lainnya, dan juga mencakup matra darat, laut, udara, dan juga luar angkasa.

Disamping itu dalam konteks aktivitas, ruang lingkup aktivitas pekerjaan-pekerjaan ilmu geodesi umumnya akan mencakup tahapan-tahapan:

- pengumpulan data,
- pengolahan dan manipulasi data,
- perepresentasian informasi, serta
- analisa dan utilisasi informasi.

Mengingat luasnya bidang kajian ilmu Geodesi, beberapa sub-bidang ilmu Geodesi juga bermunculan. Beberapa contoh di antaranya adalah sub-sub bidang Geodesi Geometrik, Geodesi Fisik, Geodesi Matematik, dan Geodesi Dinamik. Selanjutnya dengan perkembangan ilmu pengetahuan dan teknologi serta bidang-bidang aplikasi baru, dikenal sub-sub bidang baru seperti Geodesi Satelit, Geodesi Kelautan, Geodesi Geofisik, dan lain-lainnya.

1.2 PENGERTIAN DAN RUANG LINGKUP GEODESI SATELIT

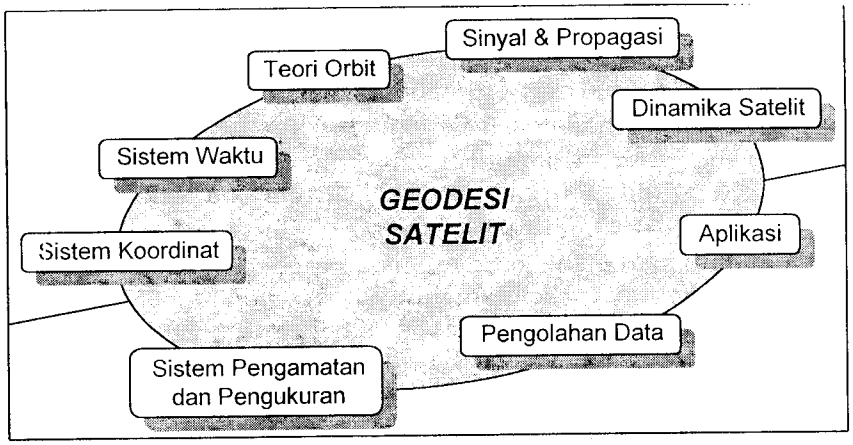
Sejak peluncuran satelit buatan manusia yang pertama ke luar angkasa, yaitu satelit SPUTNIK-1 pada 4 Oktober 1957 [*Seeber,* 1983], geodesi satelit telah berkembang menjadi suatu sub-disiplin ilmu Geodesi yang mandiri dan kuat.

Geodesi Satelit dapat didefinisikan sebagai sub-bidang ilmu geodesi yang menggunakan bantuan satelit (alam ataupun buatan manusia) untuk menyelesaikan problem-problem geodesi. Menurut *Seeber* (1983) Geodesi Satelit meliputi teknik-teknik pengamatan dan perhitungan yang digunakan untuk memecahkan problem-problem geodesi dengan menggunakan pengukuran-pengukuran yang teliti *ke, dari,* dan *antara* satelit buatan yang umumnya dekat dengan permukaan bumi. Geodesi satelit memiliki banyak aspek keilmuan, yang sebagian besarnya ditunjukkan secara ilustratif pada Gambar 1.1 berikut.

Secara umum permasalahan mendasar yang ingin diselesaikan oleh disiplin Geodesi Satelit adalah [*Seeber,* 1983]:

- penentuan posisi 3D yang teliti secara global, regional, maupun lokal,
- penentuan medan gaya berat bumi dan fungsi-fungsi linearnya (seperti geoid yang teliti) dalam skala global, regional, maupun lokal, dan
- pengukuran dan pemodelan dari fenomena geodinamika, seperti pergerakan kutub, rotasi bumi, dan deformasi kerak bumi.

Pada saat ini, sistem-sistem pengamatan yang berbasiskan satelit sudah banyak dimanfaatkan untuk menyelesaikan permasalahan geodesi tersebut, dengan kecenderungan aplikasi yang semakin intensif dan berkembang dari waktu ke waktu.



Gambar 1.1 Aspek-aspek Geodesi Satelit

Perlu juga dicatat bahwa berdasarkan pendekatan dalam menggunakan satelit dikenal kategorisasi ***geodesi satelit geometrik*** dan ***geodesi satelit dinamik***. Pada pendekatan geodesi satelit geometrik, satelit dianggap sebagai *target, titik kontrol, atau wahana pengukur*; dan pada pendekatan geodesi satelit dinamik, satelit dianggap sebagai *sensor atau prober* dari medan gaya berat. Pendekatan geodesi satelit geometrik banyak berperan dalam penentuan posisi serta variasi spasial dan temporalnya; sedangkan pendekatan geodesi satelit dinamik berperan dalam penentuan medan gaya berat serta variasi spasial dan temporalnya.

Pada edisi kali ini, pembahasan dalam buku ini akan lebih menekankan pada pendekatan geodesi satelit geometrik.

1.3 PERKEMBANGAN GEODESI SATELIT

Perkembangan bidang geodesi satelit dapat dikatakan mulai lebih semarak dengan diluncurkannya satelit-satelit buatan manusia ke luar angkasa. Satelit buatan manusia yang pertama diluncurkan untuk mengorbit Bumi adalah SPUTNIK 1, yang diluncurkan pada tanggal 4 Oktober 1957 oleh Uni Soviet, dan bertahan hidup sampai awal 1958. SPUTNIK 2, diluncurkan pada tanggal 3 November 1957, dan membawa mahluk hidup pertama ke luar angkasa, yaitu seekor anjing bernama Laika. Setelah itu pada tanggal 31 Januari 1958, Amerika Serikat meluncurkan satelitnya yang pertama yaitu EXPLORER 1, yang menemukan sabuk radiasi Van Allen di sekitar Bumi [*Miles,* 1974]. Dari kacamata geodesi, kontribusi yang signifikan dari sistem satelit dimulai dengan satelit VANGUARD 1 yang diluncurkan oleh Amerika Serikat pada Maret 1958 [*Smith,* 1997]. Perlu dicatat di sini bahwa satelit geodetik yang sebenarnya adalah satelit ANNA-1B, yang diluncurkan pada tahun

1962 oleh Amerika Serikat. Satelit ini dilengkapi dengan kamera geodetik, pengukur jarak elektronik, serta Doppler. Proyek satelit ANNA ini punya kontribusi ilmiah yang besar dalam pengembangan sistem SLR (*Satellite Laser Ranging*) selanjutnya.

Sampai dengan 19 Januari 2000, jumlah satelit buatan manusia yang telah diluncurkan mengorbit Bumi adalah 5159 satelit, dimana 2647 masih aktif pada waktu tersebut [*ANA*,2000].

Kalau kita menyimak perkembangan geodesi satelit sampai saat ini, secara umum perkembangannya dapat dikategorikan dalam periode-periode berikut ini [Seeber, 1983], yaitu:

- **Periode 1958 – 1970:** Periode ini dapat dianggap sebagai periode pembangunan metode-metode dasar untuk pengamatan satelit, dan untuk perhitungan dan analisa orbit satelit. Yang perlu dicatat dalam periode ini adalah pembangunan dan pemanfaatan metode fotografi satelit, penentuan koefisien harmonik utama dari geopotensial, serta publikasi dari model-model bumi pertama, yaitu SAO-SE (*Standard Earth Models of the Smithsonian Astrophysical Observatory*) I sampai SAO-SE III dan GEM (*Goddard Earth Models*).

  Periode ini juga ditandai dengan peluncuran satelit pertama yang membawa reflektor laser di tahun 1964, sehingga memulai era sistem SLR. Disamping itu sejak 1965, sistem VLBI juga mulai menjadi salah satu teknik standar yang digunakan untuk aplikasi geodetik. Sistem satelit navigasi TRANSIT (Doppler) dinyatakan operasional pada tahun 1964; dan pada tahun 1969 dengan ditempatkannya suatu kelompok reflektor di permukaan Bulan oleh misi Apollo 11, era metode LLR juga dimulai.

  Beberapa kejadian penting dalam konteks perkembangan geodesi satelit pada periode ini adalah [*Seeber*, 1993; *Salomonson & Walter*, 1995]:

  1958 : peluncuran satelit EXPLORER-1 dan Vanguard-I,
  1958 : parameter penggepengan Bumi ditentukan dari penjejakan satelit dengan metode satelit fotografi (penggepengan, f = 1/298.3),
  1959: pembuktian bahwa Bumi berbentuk "pear-shape" dari analisa orbit satelit Vanguard yang dijejak dengan metode satelit fotografi,
  1960 : peluncuran satelit TRANSIT-1B,
  1960 : peluncuran satelit ECHO-1,
  1962 : peluncuran satelit ANNA-1B,
  1962 : koneksi Prancis dengan Aljazair secara geodetik,
  1964 : koneksi antara beberapa datum geodetik yang penting dengan tingkat ketelitian sekitar 50 m,

  1964 : peluncuran satelit pertama yang dilengkapi dengan reflektor laser, yaitu satelit BEACON-Explorer B,
  1964 : sistem satelit navigasi TRANSIT dinyatakan operasional untuk militer,
  1967 : sistem satelit navigasi TRANSIT dinyatakan operasional untuk pihak sipil,
  1969 : Misi Apollo 11 menempatkan suatu kelompok reflektor di permukaan Bulan.

- **Periode 1970 – 1980:** Periode ini adalah periode pelaksanaan dari proyek-proyek ilmiah geodesi satelit. Pada periode ini teknik-teknik pengamatan baru dikembangkan atau dipercanggih, seperti SLR, LLR (*Lunar Laser Ranging*) dan Satelit Altimetri. Metode satelit altimetri mulai berkembang sejak diluncurkannya satelit-satelit yang membawa radar altimeter, yaitu Skylab (1973) dan GEOS-3 (1975). Disamping itu, periode ini juga ditandai dengan maraknya penggunaan sistem satelit TRANSIT untuk survai geodetik, serta penyempurnaan model-model Bumi.

  Dalam konteks geodesi satelit, beberapa kejadian yang patut dicatat dalam periode ini adalah [*Kramer*, 1996; *Salomonson & Walter*, 1995]:

  1970 : publikasi peta gaya berat global Bumi berorder 16 serta hubungannya dengan tektonik lempeng,
  1972 : publikasi dari GEM (*Goddard Earth Model*) yang berketelitian sampai derajat dan order 12,
  1972 : peluncuran satelit inderaja yang pertama LANDSAT-1,
  1973 : peluncuran satelit altimetri Skylab,
  1975 : peluncuran satelit *laser ranging* STARLETTE,
  1975 : peluncuran satelit altimetri GEOS-3,
  1976 : penentuan geoid laut dari analisa data satelit altimetri,
  1976 : peluncuran satelit *laser ranging* LAGEOS-1,
  1978 : peluncuran satelit navigasi GPS yang pertama.

- **Periode 1980 – 1993:** Periode ini adalah masa dari aplikasi teknik-teknik satelit dalam bidang geodesi, geodinamika, dan surveying. Disamping itu metode satelit GPS untuk survai dan pemetaan juga mulai banyak dimanfaatkan ketimbang metode-metode terestris.

  Beberapa kejadian yang patut dicatat dalam periode ini adalah [*Kramer*, 1996]:

  1982 : peluncuran satelit navigasi GLONASS yang pertama.
  1986 : peluncuran satelit inderaja SPOT-1,
  1991 : peluncuran satelit inderaja ERS-1,
  1992 : peluncuran satelit altimetri TOPEX/POSEIDON,
  1992 : peluncuran satelit inderaja JERS-1.

- **1993 - 2000 :** Pemanfaatan yang meluas dan intensif dari sistem-sistem satelit navigasi, altimetri, dan inderaja (*remote sensing)* seperti GPS, Topex/Poseidon, IKONOS, dan *Synthetic Aperture Radar* (SAR).

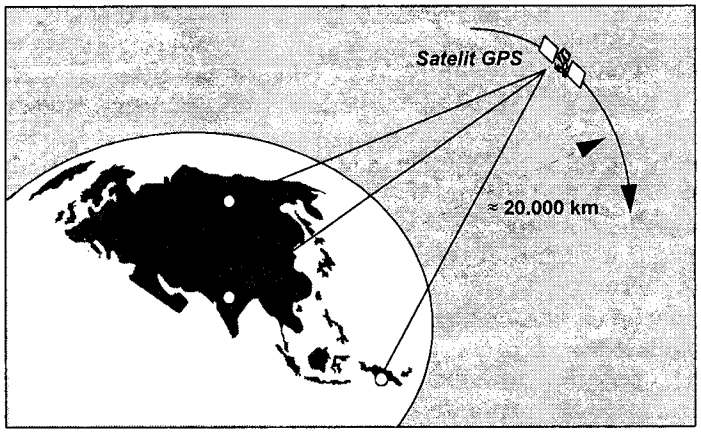
  Beberapa kejadian yang patut dicatat dalam periode ini adalah [*Kramer*, 1996]:

  1995 : peluncuran satelit inderaja RADARSAT-1,
  1996 : peluncuran satelit inderaja ADEOS-1,
  1999 : peluncuran satelit inderaja teliti IKONOS.

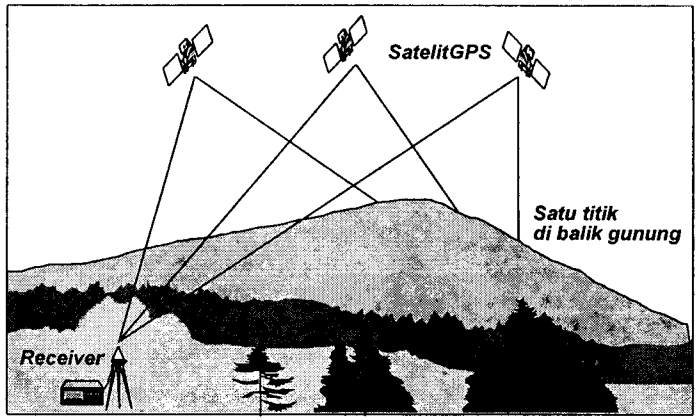
1.4 PERAN DAN FUNGSI SATELIT

Seperti yang sudah dijelaskan sebelumnya, dalam bidang geodesi satelit, ada dua peran dan fungsi utama dari satelit, yaitu satelit sebagai *target, titik kontrol, atau wahana pengukur*, dan satelit sebagai *sensor atau probe.*

Peran satelit sebagai target, titik kontrol, ataupun wahana pengukur umumnya digunakan pada metode geodesi satelit geometrik, yaitu dalam penentuan posisi titik-titik di permukaan Bumi. Karena orbit satelit yang relatif cukup tinggi di atas permukaan Bumi, maka penggunaan satelit dalam moda ini akan dapat mencakup daerah yang relatif luas. Dalam konteks penentuan posisi, disamping dapat menghubungkan titik-titik yang relatif berjarak jauh (skala regional dan global), penentuan posisi antar titik juga relatif tidak terhambat oleh bentang-bentang alam yang terletak di antara titik-titik yang bersangkutan, seperti yang diilustrasikan oleh sistem satelit navigasi GPS (*Global Positioning System*) pada Gambar 1.2. dan 1.3 berikut.



Gambar 1.2 Cakupan satelit yang relatif luas.



Gambar 1.3 Penentuan posisi dengan satelit yang relatif tidak terhambat oleh bentang-bentang alam di antara titik.

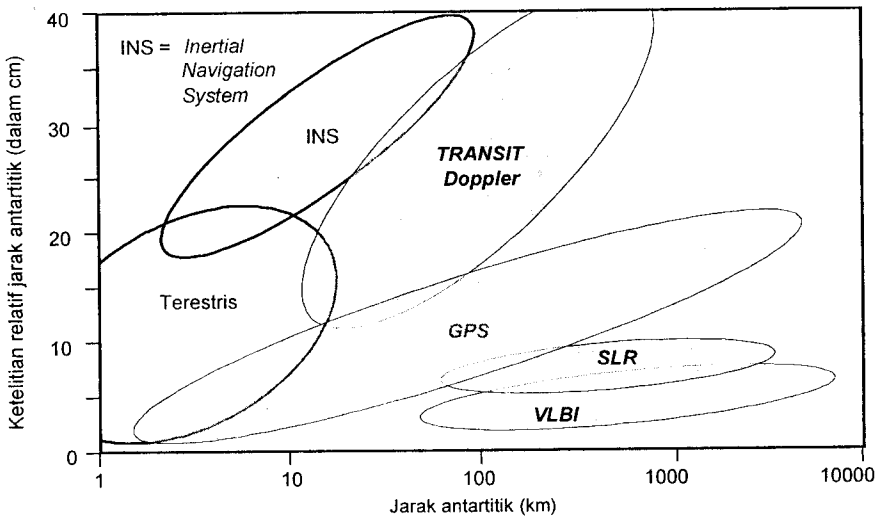
Dalam konteks geodesi satelit dinamik yang memanfaatkan satelit sebagai *sensor atau prober* dari medan gaya berat bumi, dengan mudah dapat disadari bahwa karena satelit mengorbit Bumi secara kontinyu dan juga Bumi berotasi, maka satelit akan sangat efektif digunakan untuk mempelajari medan gaya berat Bumi secara global.

Kalau dibandingkan dengan metode-metode terestris, dimana sistem peralatan untuk pengukuran atau akuisasi data berada pada atau dekat permukaan Bumi, maka penggunaan satelit dalam bidang geodesi relatif lebih atraktif dilihat dari hal-hal berikut yaitu :

- wilayah cakupannya relatif lebih luas,
- dapat mengamati dan mengukur parameter yang lebih banyak dan lebih beragam,
- dapat mengamati lebih baik dinamika suatu fenomena, baik secara spasial maupun temporal,
- operasionalisasinya bersifat lebih kontinyu,
- memberikan nilai dan ketelitian parameter dalam sistem yang umumnya terdefinisi secara baik dan jelas (sistem koordinat global, tiga-dimensi, dan homogen), dan
- relatif lebih tidak dipengaruhi oleh cuaca, kondisi topografis, ataupun batas-batas politis maupun administratif.

Disamping itu dalam konteks penentuan posisi relatif antartitik misalnya, sistem-sistem satelit seperti TRANSIT, GPS, SLR, dan VLBI, mempunyai tingkat dan rentang ketelitian yang relatif lebih baik dibandingkan metode-metode nonsatelit (terestris), terutama untuk jarak beberapa km sampai ribuan km. Hal ini diilustrasikan pada Gambar 1.4 berikut. Meskipun begitu untuk jarak antartitik yang relatif sangat dekat, yaitu sekitar 1 km atau lebih dekat, metode-metode terestris umumnya akan lebih efektif untuk diguna-

kan. Dalam kasus ini hanya metode survai GPS yang dapat berkompetisi dengan metode-metode terestris.



Gambar 1.4 Tingkat dan rentang ketelitian posisi relatif [*Seeber*, 1993].

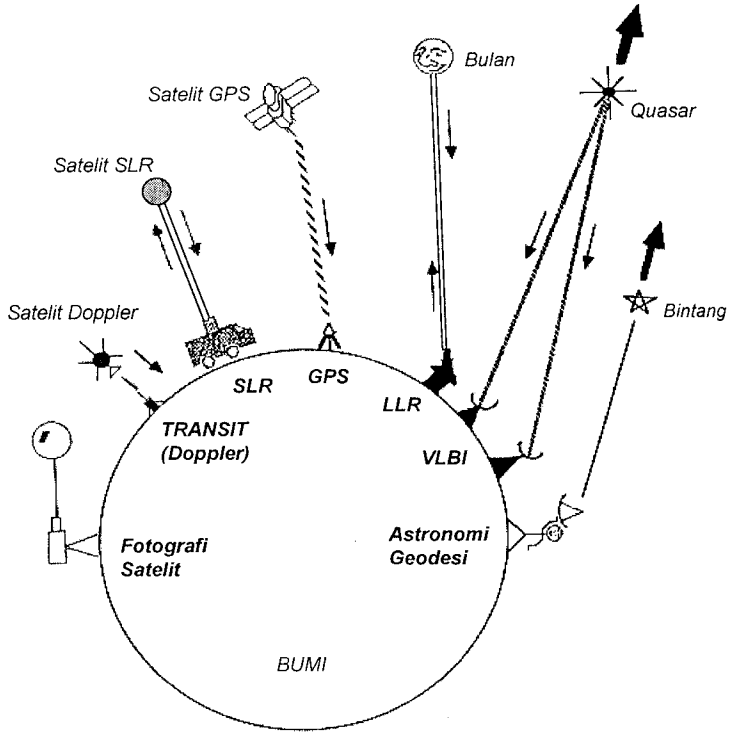
MILIK
Badan Perpustakaan
Provinsi Jawa Timur

1.5 SISTEM PENGAMATAN GEODESI SATELIT

Sampai saat ini ada beberapa metode atau sistem pengamatan geodesi satelit yang dikenal, yaitu antara lain: astronomi geodesi, fotografi satelit, SLR (*Satellite Laser Ranging*), LLR (*Lunar Laser Ranging*), VLBI (*Very Long Baseline Interferometry),* Satelit Altimetri seperti TOPEX Poseidon, dan Satelit Navigasi seperti Transit (Doppler), GPS dan GLONASS. Secara umum, menurut *Seeber* (1993), sistem-sistem pengamatan geodesi satelit tersebut dapat dikategorikan menjadi tiga kelompok yaitu :

- **Sistem bumi ke angkasa,** seperti sistem fotografi satelit (*satellite photography*), SLR (*Satellite Laser Ranging*), LLR (*Lunar Laser Ranging*), dan satelit navigasi (seperti Doppler, GPS, dan GLONASS),
- **Sistem angkasa ke bumi**, seperti sistem satelit altimetri, *spaceborne laser*, VLBI, dan satelit gradiometri.
- **Sistem angkasa ke angkasa**, seperti sistem *satellite-to-satellite tracking* (SST).

Beberapa sistem geodesi satelit yang tersebut di atas, secara ilustratif ditunjukkan pada Gambar 1.5.



Gambar 1.5 Beberapa metode penentuan posisi ekstra-terestris menggunakan sistem satelit dan benda langit [*Wells et.al.*, 1986].

Sistem geodesi satelit yang paling tua adalah sistem astronomi geodesi yang berbasiskan pada pengamatan bintang, dan sampai saat ini masih digunakan meskipun terbatas pada aplikasi-aplikasi tertentu saja. Sebagai contoh, metode ini telah digunakan sejak 1884 untuk penentuan lintang secara teliti di Potsdam. Disamping itu metode astronomi geodesi ini juga sudah berkontribusi dalam pengamatan pergerakan kutub (*polar motion*) sejak tahun 1890 (*FGS*, 1998).

Teknik fotografi satelit yang merupakan teknik geodesi satelit tertua dalam pemanfaatan satelit buatan manusia, saat ini sudah tidak digunakan lagi. Metode fotografi satelit ini berbasiskan pada pengukuran arah ke satelit, yaitu dengan pemotretan satelit berlatar belakang bintang-bintang yang telah diketahui koordinatnya. Dengan menggunakan jaringan kamera Baker-Nunn, metode ini telah dimanfaatkan untuk menjejak satelit-satelit buatan generasi awal seperti Sputnik-1 dan 2, Vanguard-1, dan GEOS-1 pada era 1957 sampai awal 1960-an; dan telah berhasil mengestimasi penggepengan serta bentuk "pear-shape" Bumi. Dengan diluncurkannya satelit BEACON-Explorer B yang membawa reflek-

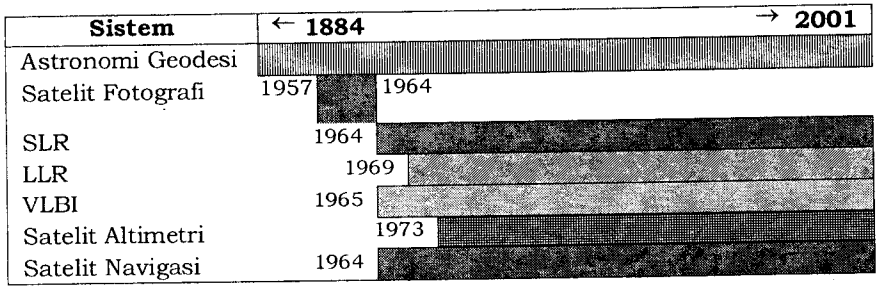
tor laser pada 1964, teknik fotografi satelit ini secara praktis mulai digantikan oleh teknik SLR yang berbasis pada pengukuran jarak dengan laser ke satelit. Metode SLR ini masih digunakan sampai saat ini.

Metode LLR yang berbasis pada pengukuran jarak ke Bulan dengan menggunakan sinar laser, mulai berkembang sejak tahun 1969, yaitu sejak ditempatkannya sekelompok reflektor laser di permukaan Bulan oleh misi Apollo 11. Metode yang prinsipnya sama dengan metode SLR ini, masih digunakan sampai saat ini.

Sedangkan metode VLBI yang berbasis pada pengamatan gelombang radio yang dipancarkan oleh kuasar pada dua lokasi pengamatan yang berjarak jauh, mulai umum digunakan sejak tahun 1965 dan sampai saat ini masih dimanfaatkan untuk aplikasi-aplikasi geodetik berketelitian tinggi.

Sistem satelit altimetri yang berbasis pada pengukuran jarak muka laut dari satelit dengan menggunakan gelombang radar mulai berkembang pada tahun 1973, dengan diluncurkannya satelit Skylab yang merupakan satelit pertama yang membawa sensor radar altimeter. Sistem satelit altimetri ini terus dimanfaatkan sampai saat ini dengan menggunakan misi-misi satelit terbaru seperti Topex/Poseidon dan Jason, terutama untuk mempelajari karakteristik dan dinamika lautan dan interaksinya dengan fenomena-fenomena atmosfer.

Dalam konteks sistem satelit navigasi, sistem TRANSIT (Doppler) adalah sistem satelit navigasi yang pertama dibangun. Sistem ini didesain pada tahun 1958, dan dinyatakan operasional pada tahun 1964 (untuk pihak militer) dan 1967 (untuk pihak sipil). Pada saat ini sistem satelit ini praktis sudah tidak digunakan lagi, tergantikan oleh sistem-sistem GPS dan GLONASS. Kalau diringkaskan maka sistem-sistem yang masih banyak dimanfaatkan dalam bidang geodesi satelit saat ini adalah sistem-sistem SLR, LLR, VLBI, satelit altimetri dan satelit navigasi GPS dan GLONASS, seperti yang diindikasikan pada Gambar 1.6.



Gambar 1.6 Periode Implementasi dari sistem geodesi satelit.

Perlu ditekankan di sini bahwa sistem-sistem geodesi satelit di atas juga bisa dikelompokkan berdasarkan parameter utama yang diberikan, yaitu yang terkait dengan posisi dan medan gaya berat serta variasi spasial dan temporalnya, seperti yang ditunjukkan pada Tabel 1.1 berikut.

Tabel 1.1 Kategorisasi sistem pengamatan geodesi satelit berdasarkan parameter yang diberikannya.

No.	Parameter utama yang diberikan	Sistem
1	Posisi (absolut dan relatif) serta variasi spasial dan temporalnya	Satelit Fotografi, SLR, LLR, VLBI, *Spaceborne laser*, Satelit Navigasi
2	Gaya berat serta variasi spasial dan temporalnya.	Satelit Gradiometri, SST
3	Karakteristik muka laut serta variasi spasial dan temporalnya	Satelit Altimetri

Perlu dicatat di sini bahwa meskipun secara fungsional sistem satelit inderaja (*remote sensing*) sebenarnya dapat dikategorikan sebagai salah satu sistem geodesi satelit, tetapi secara ilmiah umumnya sistem satelit ini tidak dimasukkan dalam domain geodesi satelit. Sejalan dengan perkembangan teknologi INSAR (*Interferometric Synthetic Aperture Radar*) dengan satelit untuk studi deformasi permukaan Bumi, maka nampaknya sistem satelit inderaja ini pun secara ilmiah akan dapat diklasifikasikan sebagai salah satu sistem geodesi satelit.

Berkaitan dengan penentuan posisi, perlu dicatat di sini bahwa sistem yang paling populer dan paling banyak diaplikasikan adalah GPS. Sistem fotografi satelit pada saat ini sudah tidak digunakan lagi, dan juga sistem satelit Doppler dan astronomi geodesi sudah mulai jarang digunakan orang untuk keperluan penentuan posisi. Sedangkan sistem-sistem SLR, LLR, dan VLBI umumnya digunakan untuk melayani aplikasi-aplikasi ilmiah yang menuntut ketelitian posisi yang sangat tinggi.

1.6 APLIKASI GEODESI SATELIT

Aplikasi sistem-sistem pengamatan geodesi satelit pada saat ini sudah sangat luas spektrumnya. Spektrum aplikasinya mencakup skala lokal sampai global, dari masalah-masalah teoretis sampai aplikatif, dan juga mencakup matra darat, laut, udara, dan luar angkasa. Berikut ini diberikan contoh beberapa aplikasi geodesi satelit dalam beberapa bidang aplikasi.

Aplikasi dalam bidang ***Geodesi Global,*** antara lain adalah:
- penentuan parameter-parameter orientasi Bumi,
- penentuan model dari Bumi, termasuk dimensi dari ellipsoid referensinya,
- penentuan model medan gaya berat Bumi, termasuk geoid globalnya,
- studi-studi geodinamika,
- pengadaan kerangka referensi global, dan
- unifikasi datum-datum geodesi (termasuk datum regional, datum nasional, dan datum lokal).

Aplikasi untuk ***Studi Geodinamika,*** antara lain adalah:
- pengadaan jaringan pemantau (*monitoring network*) untuk mempelajari pergerakan lempeng (*plate/crustal motions*) ataupun sistem sesar (*fault system*),
- penentuan parameter-parameter pergerakan kutub (*polar motion*) dan rotasi bumi (*earth rotation*), dan
- penentuan parameter-parameter dari pasang surut bumi (*solid earth tides*).

Aplikasi untuk keperluan ***Kontrol Geodetik*** antara lain adalah:
- pengadaan kerangka dasar titik-titik kontrol (nasional maupun lokal),
- pembangunan jaringan titik kontrol 3-D yang homogen,
- analisa dan peningkatan kualitas dari kerangka titik kontrol terestris yang ada,
- pengkoneksian kerangka geodetik antarpulau, dan
- densifikasi dan ekstensifikasi dari jaringan titik kontrol.

Aplikasi dalam bidang ***Navigasi dan Geodesi Kelautan***, antara lain adalah:
- navigasi dan penjejakan (*tracking*), baik untuk wahana darat, laut, udara, maupun angkasa,
- penentuan posisi untuk keperluan survai pemetaan laut (hidrografi, oseanografi, geologi kelautan, geofisika kelautan, eksplorasi, eksploitasi, dll),
- pengkoneksian antarstasiun pasut (unifikasi datum tinggi),
- penentuan SST (*Sea Surface Topography*), dan
- penentuan pola arus dan gelombang.

1.7 OBYEKTIF DAN STRUKTUR BUKU

Buku ini dimaksudkan untuk menjelaskan secara umum prinsip, konsep, dan aspek-aspek dari disiplin ilmu Geodesi Satelit dengan pendekatan penyajian yang bersifat tidak terlalu teoretis. Meskipun buku ini dapat dimanfaatkan secara umum oleh mereka yang ingin mengetahui dan mempelajari bidang geodesi satelit,

namun secara khusus buku ini dapat dipandang sebagai buku ajar bagi mahasiswa tingkat sarjana maupun paska sarjana pada jurusan Teknik Geodesi. Untuk mencapai obyektif tersebut maka buku ini distrukturkan sedemikian rupa, seperti yang dijelaskan pada Tabel 1.2.

Tabel 1.2 Struktur Buku

Bab dan Judul		Obyektif dari Bab
Bab 1	PENDAHULUAN	Menjelaskan ruang lingkup dan perkembangan geodesi satelit secara umum
Bab 2	SISTEM KOORDINAT	Menjelaskan sistem-sistem koordinat yang umum digunakan dalam bidang geodesi satelit.
Bab 3	SISTEM WAKTU	Menjelaskan sistem-sistem waktu yang umum digunakan dalam bidang geodesi satelit, yaitu sistem-sistem bintang, matahari, dan atom.
Bab 4	SISTEM ORBIT	Menjelaskan sistem orbit satelit serta karakteristik pergerakan satelit dalam orbitnya.
Bab 5	PROPAGASI SINYAL	Menjelaskan karakteristik propagasi sinyal dari satelit ke Bumi serta medium propagasinya.
Bab 6	SLR DAN LLR	Menjelaskan sistem SLR dan LLR secara umum.
Bab 7	VLBI	Menjelaskan sistem VLBI secara umum.
Bab 8	SATELIT ALTIMETRI	Menjelaskan sistem Satelit Altimetri secara umum.
Bab 9	SATELIT NAVIGASI	Menjelaskan sistem satelit navigasi, terutama GPS, secara umum.

Bab 2
SISTEM KOORDINAT

Posisi suatu titik dapat dinyatakan secara *kuantitatif* maupun *kualitatif*. Secara kuantitatif posisi suatu titik dinyatakan dengan ***koordinat***, baik dalam ruang satu, dua, tiga, maupun empat dimensi (1D, 2D, 3D, maupun 4D). Perlu dicatat di sini bahwa koordinat tidak hanya memberikan deskripsi kuantitatif tentang posisi, tetapi juga pergerakan (trayektori) suatu titik seandainya titik yang bersangkutan bergerak. Untuk menjamin adanya konsistensi dan standarisasi, perlu ada suatu sistem dalam menyatakan koordinat. Sistem ini disebut *sistem referensi koordinat*, atau secara singkat sistem koordinat, dan realisasinya umum dinamakan *kerangka referensi koordinat*.

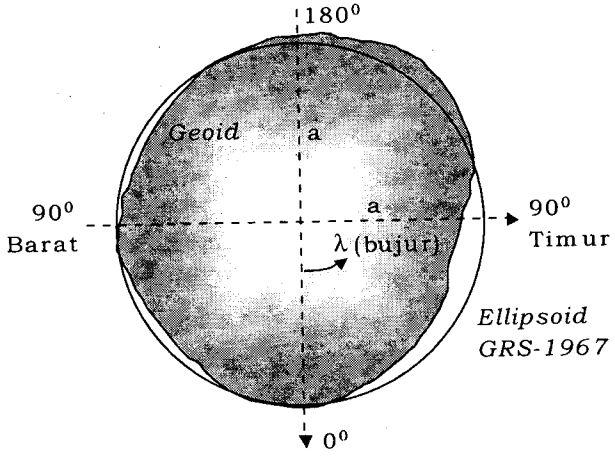
2.1 SISTEM DAN KERANGKA REFERENSI KOORDINAT

Sistem referensi koordinat adalah sistem (termasuk teori, konsep, deskripsi fisis dan geometris, serta standar dan parameter) yang digunakan dalam *pendefinisian koordinat* dari suatu atau beberapa titik dalam ruang. Sedangkan *kerangka referensi koordinat* dimaksudkan sebagai *realisasi praktis dari sistem referensi*, sehingga sistem tersebut dapat digunakan untuk pendeskripsian secara kuantitatif posisi dan pergerakan titik-titik, baik di permukaan bumi (kerangka terestris) ataupun di luar bumi (kerangka selestia atau ekstra-terestris). Kerangka referensi biasanya direalisasikan dengan melakukan pengamatan-pengamatan geodetik, dan umumnya direpresentasikan dengan menggunakan suatu set koordinat dari sekumpulan titik maupun obyek (seperti bintang dan quasar). Sistem referensi koordinat dapat dikatakan sebagai suatu idealisasi dari sistem koordinat, dan kerangka referensi koordinat adalah realisasi dari sistem koordinat.

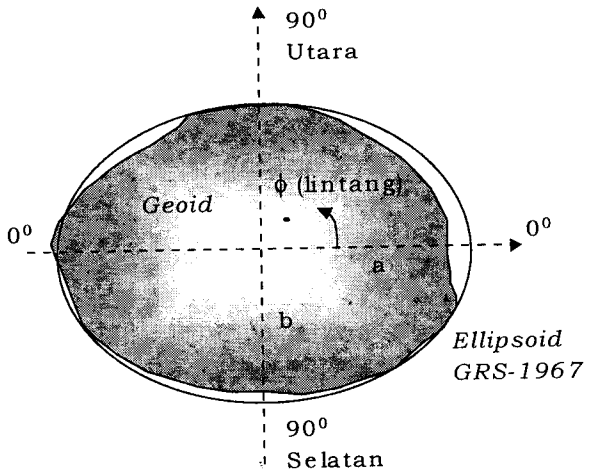
Dalam bidang geodesi satelit, untuk pendefinisian sistem referensi koordinat dan perealisasian kerangka referensi koordinat yang optimal bagi titik-titik di permukaan Bumi maupun di luar Bumi (seperti satelit), pemahaman tentang bentuk dan dinamika Bumi sangatlah diperlukan. Oleh sebab itu berikut ini beberapa karakteristik dari bentuk dan dinamika Bumi yang terkait akan dijelaskan.

2.2 BENTUK DAN UKURAN BUMI

Secara umum bentuk Bumi mendekati bola dengan jari-jari sekitar 6378 km. Kalau dilihat secara lebih detail, bentuk Bumi pada prinsipnya agak tidak teratur. Gambar 2.1 dan 2.2 berikut menunjukkan penampang bentuk Bumi pada bidang-bidang ekuator dan bidang meridian nol (meridian Greenwich).

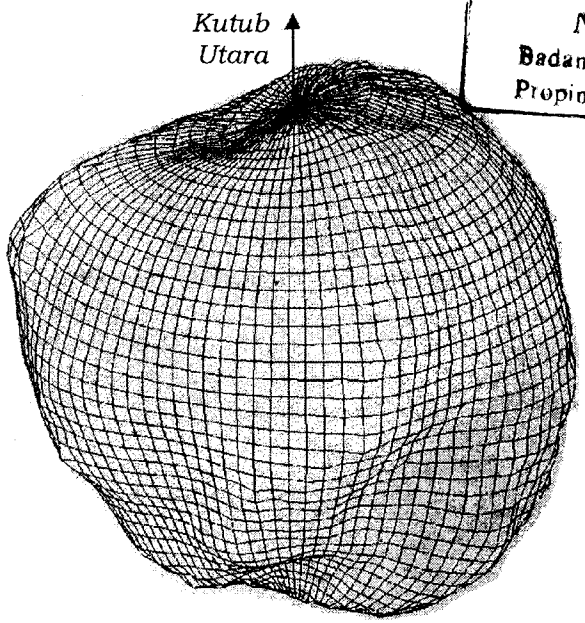


Gambar 2.1 Penampang ekuatorial dari Bumi (geoid global), diadaptasi dari *Vanicek & Krakiwsky* (1986). Pada Gambar ini perbedaan dengan ellipsoid diperbesar sekitar 10.000 kali;
a adalah sumbu panjang ellipsoid.



Gambar 2.2 Penampang meridian nol dari Bumi (geoid global), diadaptasi dari *Vanicek & Krakiwsky* (1986). Pada Gambar ini perbedaan dengan ellipsoid diperbesar sekitar 10.000 kali;
b adalah sumbu pendek ellipsoid.

Secara tiga-dimensi bentuk Bumi yang pada dasarnya tidak beraturan, ditunjukkan pada Gambar 2.3 berikut. Dari Gambar 2.1 dan 2.2 di atas terlihat bahwa bentuk Bumi secara matematis mendekati ***ellipsoid biaksial*** dimana penampang ekuatorialnya berupa lingkaran dan penampang meridiannya berupa ellips. Pada Gambar di atas, Bumi diwakili dengan geoid global, dimana ***geoid*** sendiri adalah bidang ekuipotensial gaya berat Bumi yang mendekati muka laut rata-rata secara global.



MILIK
Badan Perpustakaan
Propinsi Jawa Timur

Gambar 2.3 Geoid global dari EGM96 (*Earth Geoid Model* 1996); courtesy of *Kosasih Prijatna*. Ketidakberaturan dari Bumi diperbesar sekitar 10.000 kali.

Berkaitan dengan ukuran ellipsoid yang digunakan untuk merepresentasikan Bumi, sesuai dengan perkembangan ilmu pengetahuan dan teknologi dari pengamatan Bumi, telah dikenal beberapa ellipsoid referensi, seperti yang ditunjukkan pada Tabel 2.1 berikut. Pada Tabel ini a dan b adalah panjang dari sumbu panjang dan sumbu pendek ellipsoid, dan f adalah penggepengan dari ellipsoid, yang dihitung dari a dan b sebagai berikut:

$$f = (a-b) / a \qquad (2.1)$$

Dari Tabel 2.1 terlihat bahwa secara umum untuk ellipsoid referensi yang merepresentasikan Bumi, a = 6378 km, b = 6357 km, dan f = 1/298.

Tabel 2.1 Beberapa Ellipsoid Referensi
[*Smith*, 1997; *Montenbruck & Gill*, 2000].

Tahun	Nama	a (m)	b (m)	1/f
1830	Airy	6 377 563	6 356 257	299,325
1830	Everest	6 377 276	6 356 075	300,802
1841	Bessel	6 377 397	6 356 079	299,153
1858	Clarke	6 378 294	6 356 618	294,261
1866	Clarke	6 378 206	6 356 584	294,978
1880	Clarke	6 378 249	6 356 515	293,466
1907	Helmert	6 378 200	6 356 818	298,300
1909	Hayford	6 378 388	6 356 912	297,000
1927	NAD-27	6 378 206.4	6 356 912	294,9786982
1948	Krassovsky	6 378 245	6 356 863	298,300
1960	Hough	6 378 270	6 356 794	297
1960	Fischer	6 378 155	6 356 773	298,3
1966	WGS-66	6 378 145	6 356 760	298,25
1967	IUGG	6 378 160	6 356 775	298,247
1969	S.American	6 378 160	6 356 774	298,25
1972	WGS-72	6 378 135	6 356 751	298,26
1973	Smithsonian	6 378 140	6 356 755	298,256
1980	International	6 378 137	6 356 752	298,257
1980	GRS-80	6 378 137.0	6 356 752	298,257222101
1981	GEM-10B	6 378 138	6 356 753	298,257
1984	WGS-84	6 378 137	6 356 752	298,257223563
1990	PZ-90	6 378 136	6 356 751	298,257839303
1992	GEM-T3	6 378 137	6 356 752	298,257

Secara umum deviasi permukaan ellipsoid (geosentrik) dengan permukaan geoid (MSL = *Mean Sea Level*) lebih kecil dari 100 m; dan deviasi permukaan geoid sendiri dengan permukaan Bumi lebih kecil dari 10 km, seperti yang ditunjukkan pada Tabel 2.2.

Tabel 2.2 Deviasi antar beberapa bidang perepsentasi Bumi
[*Vanicek & Krakiwsky*, 1986].

	Deviasi maksimum(m)	Rasio terhadap sumbu panjang Bumi (a = 6378 km)
Permukaan Bumi - Geoid (MSL)	10000	$1.6 \cdot 10^{-3}$
Geoid - Ellipsoid (geosentrik)	100	$1.6 \cdot 10^{-5}$
Ellipsoid - Bola (geosentrik)	10000	$1.6 \cdot 10^{-3}$

2.3 DINAMIKA BUMI

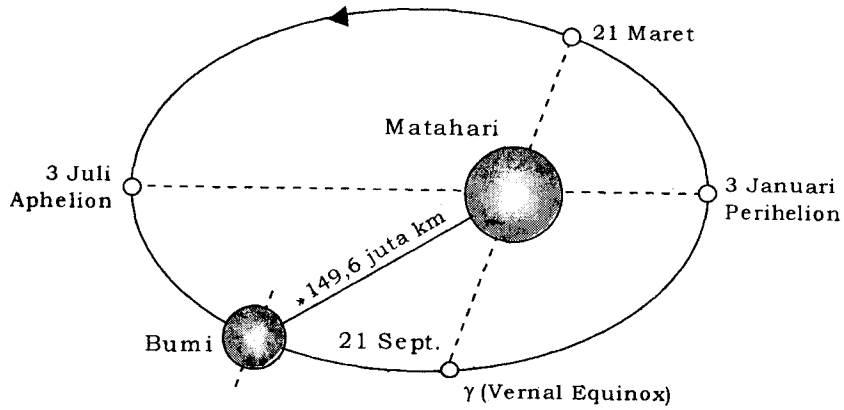
Pendefinisian serta perealisasian sistem-sistem koordinat referensi yang digunakan dalam bidang Geodesi Satelit umumnya menuntut pemahaman yang baik tentang dinamika dari sistem Bumi kita, baik secara *internal* maupun *eksternal* dalam sistem luar angkasa.

Dinamika pergerakan Bumi mempunyai spektrum yang sangat luas, dari skala galaksi sampai skala pergerakan lokal pada kerak bumi, yaitu:

- Bumi bergerak bersama galaksi kita relatif terhadap galaksi-galaksi yang lain,
- Bumi berputar bersama sistem matahari kita di dalam galaksi kita,
- Bumi mengorbit mengelilingi matahari bersama planet-planet lainnya,
- Bumi berputar terhadap sumbu rotasinya, dan
- kerak-kerak bumi juga bergerak (relatif sangat lambat) relatif satu terhadap lainnya.

Tiga jenis pergerakan bumi yang terakhir tersebut di atas, berpengaruh dalam pendefinisian sistem koordinat yang digunakan dalam geodesi satelit.

Bumi mengelilingi Matahari dalam suatu orbit yang berbentuk ellips, dengan sumbu panjang sekitar 149,6 juta km dan eksentrisitas orbit sekitar 0,0167, seperti yang diilustrasikan pada Gambar 2.4 berikut ini. Periode orbitnya adalah sekitar 365,24 hari dengan kecepatan Bumi dalam orbit tersebut adalah sekitar 29,8 km/detik [*Yoder*, 1995].



Gambar 2.4 Pergerakan Bumi mengelilingi Matahari; diadaptasi dari [*Vanicek & Krakiwsky*, 1986].

Pada saat Bumi bergerak mengelilingi Matahari, Bumi juga berputar terhadap sumbu rotasinya. Perputaran Bumi terhadap sumbu rotasinya ini mempunyai spektrum dinamika yang relatif luas, dan dijelaskan secara umum pada sub-sub bab berikut ini.

2.3.1 Parameter Orientasi Bumi

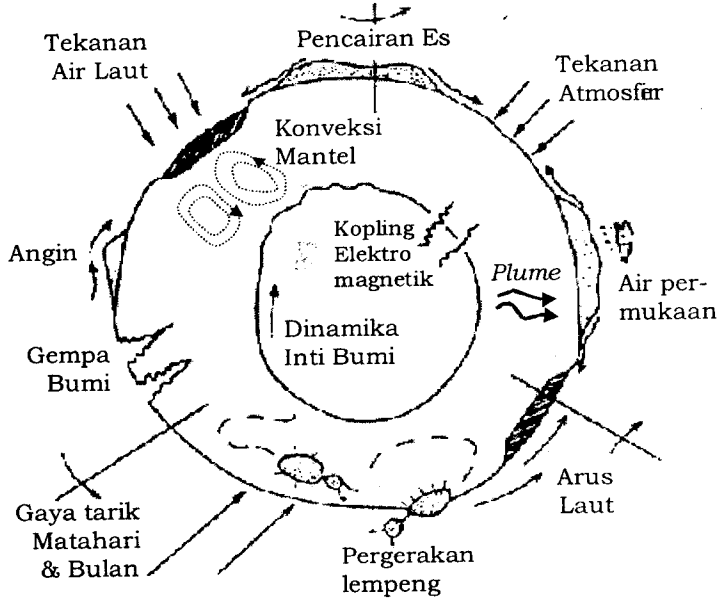
Dalam pendefinisian dan realisasi sistem koordinat ada beberapa parameter orientasi Bumi yang perlu diperhatikan, yaitu:

- pergerakan sumbu rotasi bumi dalam ruang inersia (Presesi dan Nutasi),
- pergerakan sumbu rotasi bumi relatif terhadap kerak bumi (pergerakan kutub), dan
- fluktuasi dalam kecepatan rotasi bumi [perubahan panjang hari (LOD, *length of day*)].

Gaya-gaya yang mempengaruhi rotasi bumi pada dasarnya dapat dikelompokkan atas:

- gaya gravitasional dari benda-benda langit lainnya,
- gaya tekan (*loading*) atmosfer dan air laut, serta
- pergerakan massa baik di dalam bumi, daratan, lautan, dan atmosfer, maupun pergerakan dari lempeng-lempeng Bumi.

Gambar 2.5 berikut mengilustrasikan gaya-gaya yang dapat mempengaruhi gerakan rotasi Bumi.



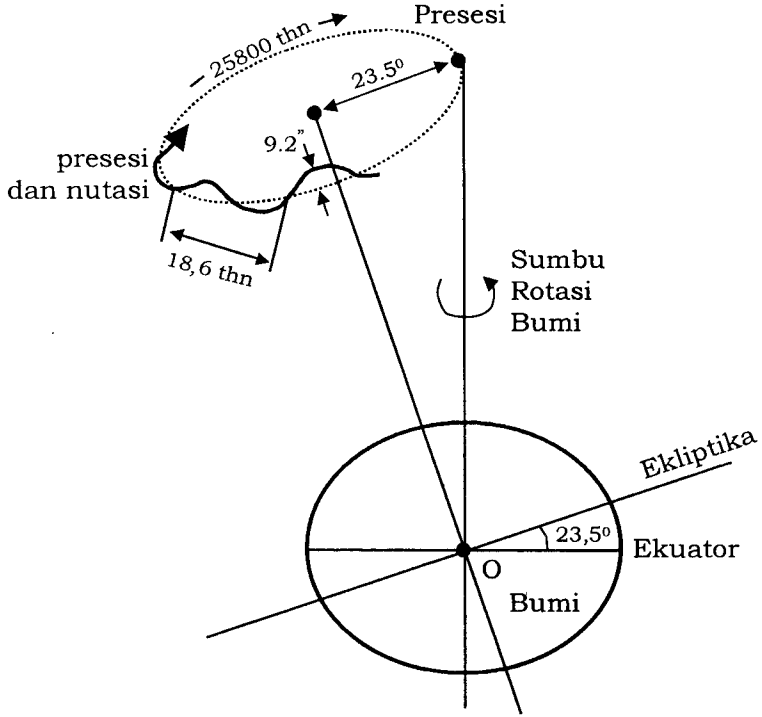
Gambar 2.5 Gaya-gaya yang mempengaruhi rotasi Bumi; diadaptasi dari [*Dickey*, 1995].

2.3.2 Presesi dan Nutasi

Kalau dilihat dalam suatu ruang inersia, sumbu rotasi bumi dan bidang ekuator bumi tidaklah tetap, melainkan bergerak yang sifatnya rotasional. Pergerakan sumbu rotasi bumi dalam ruang ini merupakan respon dari ketidak simetrian dan non-rigiditas dari bumi terhadap gaya tarik bulan, matahari, dan planet-planet; dan juga dari moda rotasi bumi yang bebas itu sendiri. Pergerakan total dari sumbu rotasi bumi dalam ruang ini mempunyai dua komponen utama, yaitu:

- komponen sekular (dinamakan ***Presesi***), dan
- komponen periodik (dinamakan ***Nutasi***).

seperti yang ditunjukkan pada Gambar 2.6 berikut.



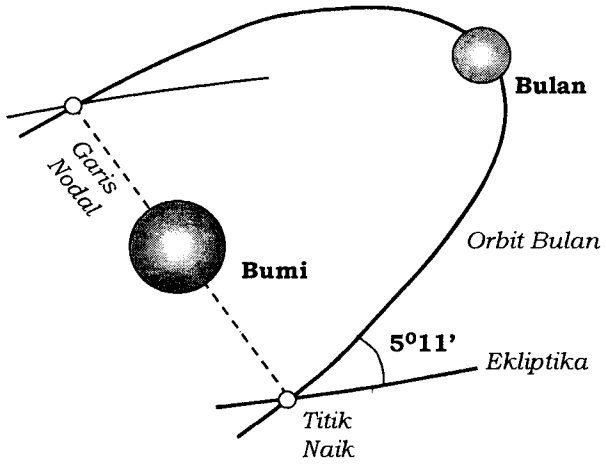
Gambar 2.6 Fenomena Presesi dan Nutasi, dari [*Torge*, 1980].

Gerakan presesi dari sumbu rotasi Bumi disebabkan oleh gaya gravitasi benda-benda langit pada tonjolan ekuator Bumi, terutama Matahari dan Bulan. Karena dalam pergerakannya mengelilingi Matahari bidang ekuator Bumi membentuk sudut sebesar $23{,}5^0$ terhadap bidang ekliptika (bidang edar Bumi mengelilingi Matahari), maka gerakan presesi ini mempunyai amplitudo sudut sebe-

sar 23,5^0. Presesi mempunyai periode yang relatif sangat panjang, yaitu sekitar 25800 tahun. Akibat adanya presesi, titik semi (*vernal equinox*) yang merupakan titik potong antara bidang ekuator dan bidang ekliptika bergerak sepanjang ekliptika dengan laju sekitar 50,4" per tahun.

Komponen pergerakan sumbu rotasi Bumi yang bersifat periodik, yaitu nutasi, mempunyai beberapa periode, mulai dari 4 hari, setengah bulan, satu bulan, setengah tahun, satu tahun, sampai 18,6 tahun [*FGS,* 1998; *Dickey,* 1995]. Periode utama dari nutasi adalah 18,6 tahun, seperti yang ditunjukkan pada Gambar 2.6, dengan amplitudo sudut sekitar 9,2". Fenomena Nutasi ini pertama kali ditemukan oleh James Bradley dari data pengamatan bintang selama 20 tahun yang dilakukannya pada periode 1727 sampai 1747 [*Smith,* 1997].

Terjadinya nutasi dapat dijelaskan secara singkat sebagai berikut. Dalam pergerakannya mengelilingi Bumi, bidang orbit Bulan membentuk sudut sebesar 5^{0}11' terhadap bidang ekliptika (bidang orbit Bumi dalam mengelilingi Matahari), seperti yang ditunjukkan pada Gambar 2.7. Perpotongan antara bidang orbit Bulan dengan bidang ekliptika dinamakan garis nodal. Karena gaya tarik Matahari mempengaruhi orbit Bulan, garis nodal ini berputar dalam ruang inersia dengan periode sekitar 18,6 tahun. Adanya inklinasi orbit Bulan dan perputaran garis nodal ini akan menyebabkan terjadinya variasi gaya tarik antara Bumi dan Bulan, dan juga dengan Matahari, yang bersifat periodik. Variasi ini selanjutnya mempengaruhi gerakan total dari sumbu rotasi Bumi dalam ruang, dan menyebabkan gerakan periodik tambahan yang dinamakan nutasi.



Gambar 2.7 Orbit Bulan

Selama periode nodal Bulan, yaitu sekitar 18,6 tahun, nutasi menyebabkan pergeseran periodik dari titik semi sebesar [*Montenbruck & Gill,* 2000]:

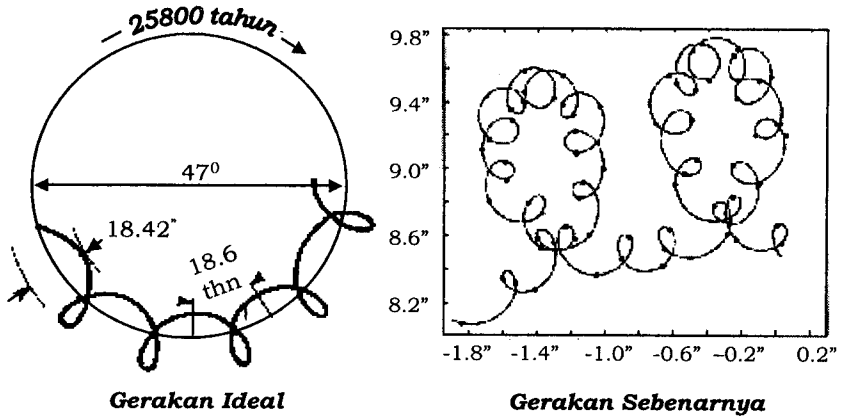
$$\Delta\psi \approx - 17{,}200'' \cdot \sin(\Omega_m) \qquad (2.2)$$

serta perubahan dari kemiringan bidang ekliptika terhadap ekuator Bumi sebesar:

$$\Delta\varepsilon \approx + 9{,}203'' \cdot \cos(\Omega_m) \qquad (2.3)$$

dimana Ω_m adalah bujur dari titik naik Bulan.

Perlu ditekankan bahwa komponen pergerakan sumbu rotasi Bumi dalam ruang ini, yaitu presesi dan nutasi, dapat diformulasikan secara matematis. Formulasi matematis untuk presesi dan nutasi bisa dilihat di *Montenbruck & Gill* (2000). Gambar 2.8 menunjukkan presesi dan nutasi hasil hitungan serta hasil pengamatan. Gambar ini menunjukkan bahwa gerakan nutasi yang sebenarnya juga mempunyai komponen-komponen periodik lainnya, yang periode dan amplitudonya relatif lebih kecil. Menurut *Dickey* (1995), komponen-komponen yang lebih kecil ini merupakan efek dari adanya deformasi dan dinamika dari Bumi, mulai dari inti sampai dengan atmosfer Bumi.



Gambar 2.8 Karakteristik Gerakan Presesi dan Nutasi, diadapsi dari [*Vanicek & Krakiwsky,* 1986].

2.3.3 Pergerakan Kutub

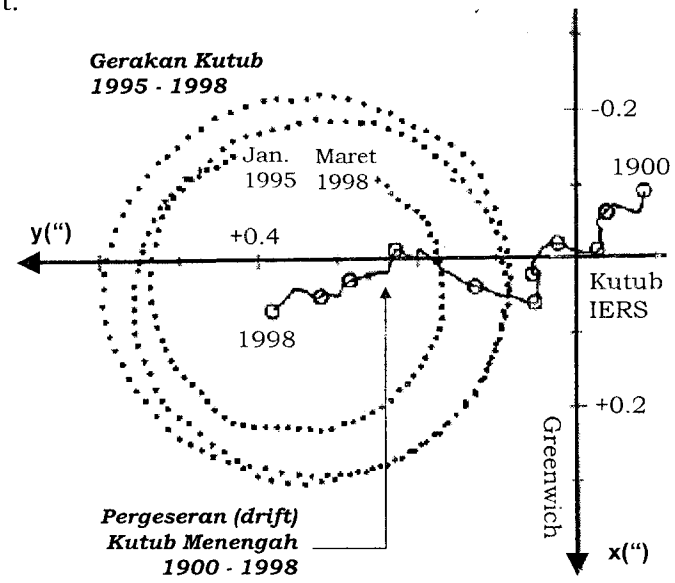
Pergerakan kutub (*polar motion*) adalah pergerakan sumbu rotasi bumi relatif terhadap badan atau kerak bumi sendiri. Tidak

seperti halnya presesi dan nutasi, parameter pergerakan kutub tidak dapat dijelaskan secara teoretis (analitis), tapi harus ditentukan melalui observasi langsung.

Pergerakan kutub, seperti yang divisualisasikan pada Gambar 2.9, pada dasarnya mempunyai tiga komponen utama yaitu [*IERS*, 2000]:

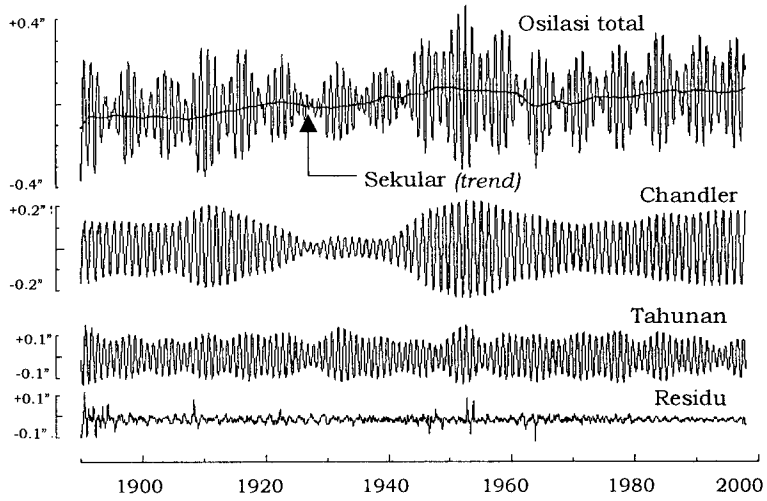
- Osilasi bebas yang punya periode sekitar 435 hari (umum dinamakan periode Chandler). Gaya penyebab dari osilasi ini belum diketahui secara jelas. Diperkirakan osilasi ini merupakan respon dari elastisitas (*non-rigidity*) dari Bumi terhadap dinamika atmosfer, redistribusi air tanah, dan juga mungkin gempa-gempa Bumi [*Dickey*, 1995].
- Osilasi tahunan yang disebabkan terutama oleh adanya perpindahan massa air (air laut dan air tanah) dan udara yang bersifat musiman (*seasonal*).
- Komponen sekular yang berupa pergeseran (*drift*) dari kutub menengah ke arah meridian 80^0 Bujur Barat, seperti yang ditunjukkan pada Gambar 2.9. Variasi sekular ini mempunyai amplitudo sekitar 0,002" - 0,003" per tahun, dan diperkirakan penyebabnya terkait dengan pergerakan tektonik.

Pergerakan kutub juga mempunyai variasi harian (*diurnal*) dan setengah-harian (*semi diurnal*) dengan amplitudo fraksi dari mas (milidetik dari busur), dan variasi ini disebabkan oleh pasang surut laut.

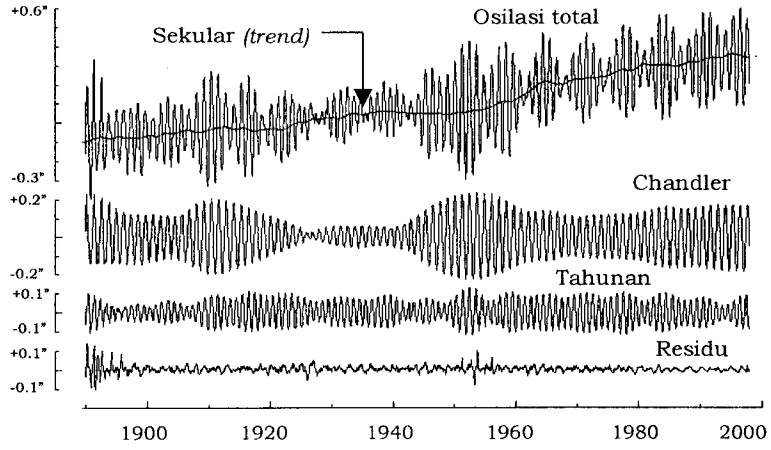


Gambar 2.9 Pergerakan kutub (1995-1998) dan pergeserannya (1900-1998), diadapsi dari [*IERS*,2000].

Pengamatan pergerakan kutub sudah dimulai sejak tahun 1890, yaitu dengan pengamatan lintang secara simultan menggunakan metode astronomi geodesi di empat lokasi pengamatan di Eropa, yaitu Potsdam, Berlin, Prague, dan Strasbourg [*FGS*, 1998]. Gambar 2.10 dan 2.11 berikut menunjukkan dekomposisi dari komponen koordinat kutub x dan y, sejak tahun 1890, ke dalam komponen-komponen sekular, tahunan (musiman), dan Chandler.

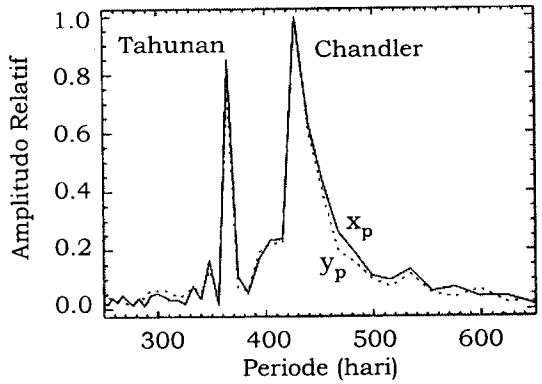


Gambar 2.10 Variasi temporal komponen-x dari koordinat kutub [*IERS*,2000].



Gambar 2.11 Variasi temporal komponen-y dari koordinat kutub [*IERS*,2000].

Dari Gambar 2.10 dan 2.11 di atas terlihat bahwa amplitudo komponen Chandler relatif lebih besar dibandingkan komponen tahunan, baik untuk komponen koordinat x maupun y. Ini juga diperlihatkan oleh spektrum frekuensi pergerakan kutub pada Gambar 2.12 yang diturunkan dari data pengamatan pergerakan kutub dalam periode 1958 sampai 1998.



Gambar 2.12 Spektrum frekuensi pergerakan kutub; diadaptasi dari [*Montenbruck & Gill*, 2000]

Meskipun pergerakan kutub pada prinsipnya tidak dapat diformulasikan secara analitis, tetapi dengan menggunakan data pengamatan dalam rentang waktu yang panjang yang sudah ada, suatu formulasi empirik dapat diturunkan. Salah satunya adalah formulasi bergantung waktu yang diajukan oleh *Chao* (1985), yang merumuskan dua komponen data pengamatan pergerakan kutub x_p dan y_p sebagai berikut :

$$x_p = a_x + b_x.t + c_{ax}.\cos(2\pi t/P_{ax} + \phi_{ax}) + c_{cx}.\cos(2\pi t/P_{cx} + \phi_{cx}) \quad (2.4)$$

$$y_p = a_y + b_y.t + c_{ay}.\sin(2\pi t/P_{ay} + \phi_{ay}) + c_{cy}.\sin(2\pi t/P_{cy} + \phi_{cy}) \quad (2.5)$$

dengan total 16 parameter yang harus ditentukan, yaitu a_x, b_x, c_{ax}, P_{ax}, ϕ_{ax}, c_{cx}, P_{cx}, ϕ_{cx}, a_y, b_y, c_{ay}, P_{ay}, ϕ_{ay}, c_{cy}, P_{cy}, dan ϕ_{cy}. Pada persamaan di atas, P_a dan P_c mewakili periode tahunan dan periode Chandler, dengan fase masing-masing diwakili oleh ϕ_a dan ϕ_c. Keempat parameter ini dibedakan untuk komponen-komponen x dan y dari pergerakan kutub. Sedangkan komponen sekuler diwakili oleh suku-suku linear $b_x.t$ dan $b_y.t$.

Akhirnya perlu dicatat bahwa dalam konteks pendefinisian sistem koordinat, posisi rata-rata dari kutub sesaat selama periode 1900 sampai 1905 dinamakan CIO (*Conventional International Origin*) dan umum digunakan untuk pendefinisian arah sumbu-Z dari sistem koordinat geodetik.

2.3.4 Perubahan Panjang Hari (LOD)

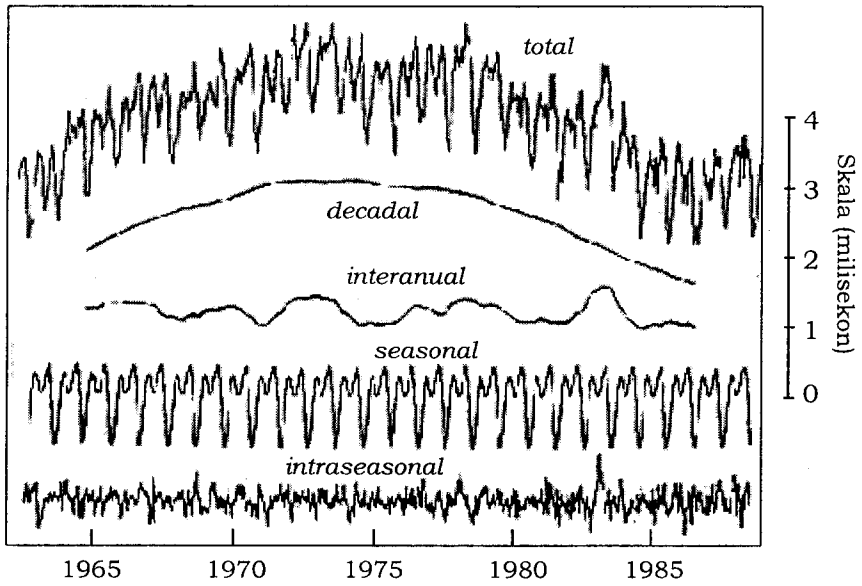
Kecepatan rotasi bumi tidak konstan, sehingga menyebabkan adanya perubahan pada panjang hari (*Length of Day*, LOD). Variasi LOD akan mencakup:

- Variasi yang dapat diprediksi yang besarnya sampai 2ms (karena pengaruh fenomena pasang surut).
- Variasi yang sifatnya tidak teratur, yang dapat dibagi menjadi komponen-komponen *decadal, interannual, seasonal, and intraseasonal components.*

Secara matematis perubahan panjang hari, d(LOD) ditentukan dari hubungan berikut:

$$d(LOD) = -d(UT1\text{-}TAI)/dt \quad (2.6)$$

dimana UT1 adalah Universal Time dan TAI adalah Atomic Time. Dalam hal ini UT1 bervariasi karena proses-proses geofisik, sedangkan TAI tidak. Contoh variasi dari LOD ditunjukkan pada Gambar 2.13 berikut.



Gambar 2.13 Fluktuasi LOD dalam periode 1963-1988; dari [*Dickey*,1995].

Penyebab fluktuasi kecepatan rotasi Bumi , yang selanjutnya menyebabkan adanya fluktuasi pada LOD seperti yang ditunjukkan pada Gambar 2.13 di atas, secara umum dapat diklasifikasikan sebagai:

- Gaya luar yang bekerja pada Bumi : yaitu berupa gaya gravitasi dari Matahari dan Bulan yang bekerja pada Bumi yang relatif bukan benda simetris homogen.
- Adanya perubahan-perubahan momen inersia dari Bumi, yang disebabkan adanya deformasi yang sifatnya *periodik* (pasang surut, bumi maupun laut) maupun deformasi yang sifatnya *non-periodik*, termasuk adanya redistribusi massa.

Gaya gravitasi bulan (dan juga matahari) bekerja pada tonjolan Bumi di sekitar ekuator akan menyebabkan kecepatan rotasi Bumi berkurang dan akibatnya LOD memanjang. Dalam hal ini LOD memanjang sekitar 1-3 ms per abad. Disamping itu adanya pengembangan orbit Bulan dengan kecepatan sekitar 3,7 cm per tahun juga akan mempengaruhi distribusi gaya tariknya terhadap Bumi, dan akibatnya akan mempengaruhi kecepatan rotasi Bumi dan tentunya juga LOD.

Fluktuasi LOD karena perubahan momen inersia Bumi dapat disebabkan adanya deformasi periodik dan nonperiodik dari Bumi.

- Deformasi periodik adalah dalam bentuk pasang surut laut maupun Bumi (*body tide*), yang disebabkan oleh adanya gaya tarik Bulan, Matahari, dan Planet-Planet.
- Sedangkan deformasi nonperiodik umumnya berasosiasi dengan tekanan-tekanan permukaan yang disebabkan oleh pergerakan fluida dalam inti bumi dan pergerakan dalam hidrosfer/atmosfer; serta redistribusi massa yang disebabkan oleh gempa bumi, pencairan es, konveksi mantel, pergerakan lempeng, dll.

2.3.5 Pengamatan Parameter Orientasi Bumi

Parameter-parameter orientasi Bumi yang digunakan saat ini pada dasarnya ditentukan dengan teknik-teknik yang dapat dikategorikan sebagai [*Dickey,* 1995]:

- ***teknik klasik*** (seperti astrometri optik dan okultasi Bulan), dan
- ***teknik-teknik geodesi satelit*** (seperti VLBI, SLR, dan GPS).

Teknik astrometri optik didasarkan pada pengamatan posisi angular dari bintang. Teknik ini, dengan menggunakan jaringan stasiun pengamat dengan geometri yang baik akan dapat menentukan semua komponen dari rotasi Bumi. Pergerakan kutub secara rutin diamati dengan teknik ini sejak tahun 1900. Dari tahun 1900 sampai 1980, ILS (*International Latitude Service*) melakukan pengamatan pergerakan kutub menggunakan jaringan lima stasiun yang terletak pada lintang yang sama. Parameter nutasi juga

telah ditentukan dari data-data pengamatan bintang secara optik sejak tahun 1955. Sedangkan konstanta presesi ditentukan berdasarkan analisa pergerakan bintang (*stellar proper motion*). Sebelum ditemukannya jam atom modern pada tahun 1955, catatan-catatan zaman dahulu kala tentang waktu gerhana Bulan dan Matahari serta okultasi bintang-bintang oleh Bulan, dijadikan dasar untuk mempelajari deret waktu (*time series*) historis dari UT1 dan LOD.

Teknik-teknik klasik tersebut mulai tergantikan oleh teknik - teknik geodesi satelit pada era 1970-an dan 1980-an. Teknik geodesi satelit ini berbasiskan pada pengukuran waktu tempuh dan fase gelombang elektromagnetik serta turunannya. Dibandingkan ukuran sudut yang dilakukan oleh metode-metode klasik, data-data ukuran gelombang elektromagnetik ini relatif lebih teliti dan lebih kurang sensitif terhadap kesalahan sistematik. Teknik-teknik geodesi satelit yang umum digunakan untuk penentuan parameter orientasi Bumi adalah VLBI, SLR, LLR dan GPS.

2.4 SISTEM KOORDINAT

Dalam bidang geodesi dan geomatika, posisi suatu titik biasanya dinyatakan dengan koordinat (dua dimensi atau tiga dimensi) yang mengacu pada suatu sistem koordinat tertentu. Sistem koordinat itu sendiri didefinisikan dengan menspesifikasi tiga parameter berikut, yaitu:

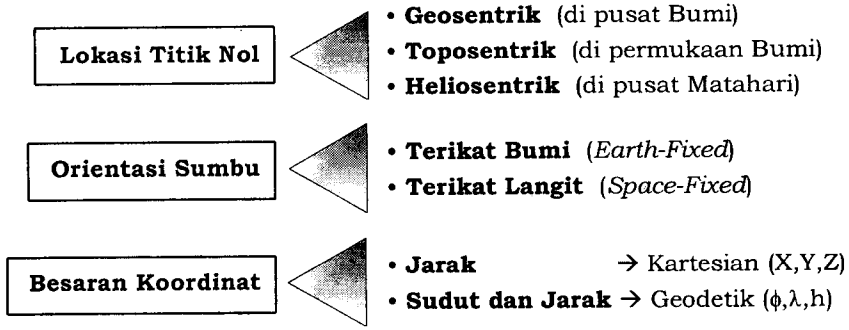
- lokasi titik asal (titik nol) dari sistem koordinat,
- orientasi dari sumbu-sumbu koordinat, dan
- besaran (kartesian, *curvilinear*) yang digunakan untuk mendefinisikan posisi suatu titik dalam sistem koordinat tersebut.

Setiap parameter dari sistem koordinat tersebut dapat dispesifikasikan lebih lanjut, dan bergantung pada spesifikasi parameter yang digunakan maka dikenal beberapa jenis sistem koordinat. Secara umum, sistem-sistem koordinat dapat dikategorikan dalam tiga kelompok besar, yaitu:

- sistem koordinat terestrial,
- sistem koordinat selestial, dan
- sistem koordinat orbital.

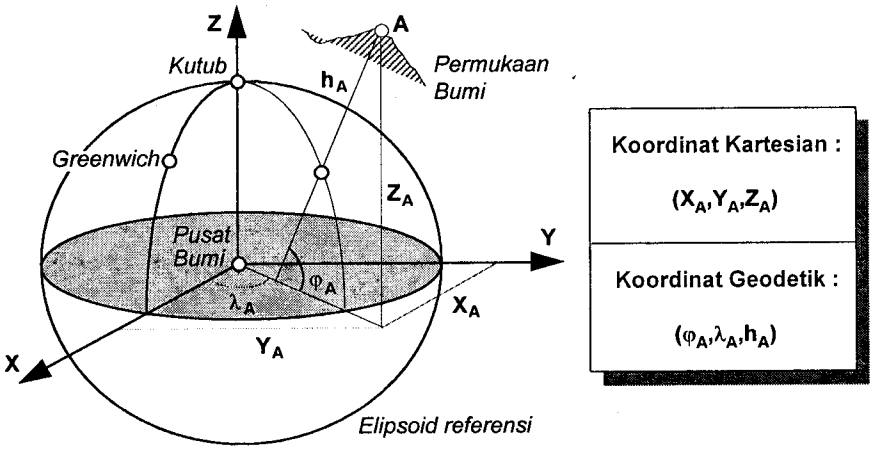
Penjelasan yang lebih mendetail tentang sistem-sistem koordinat tersebut dapat dilihat di [*Krakiwsky & Wells,* 1971]. Contoh dari suatu penspesifikasian parameter sistem koordinat ditunjukkan pada Gambar 2.14.

Dalam penentuan posisi suatu titik di permukaan bumi, *titik nol* dari sistem koordinat yang digunakan dapat berlokasi di titik pusat massa bumi (sistem koordinat geosentrik), maupun di salah satu titik di permukaan bumi (sistem koordinat toposentrik). Kedua sistem koordinat diilustrasikan pada Gambar 2.15 dan 2.16 berikut.



Gambar 2.14 Contoh klasifikasi sistem koordinat berdasarkan parameternya.

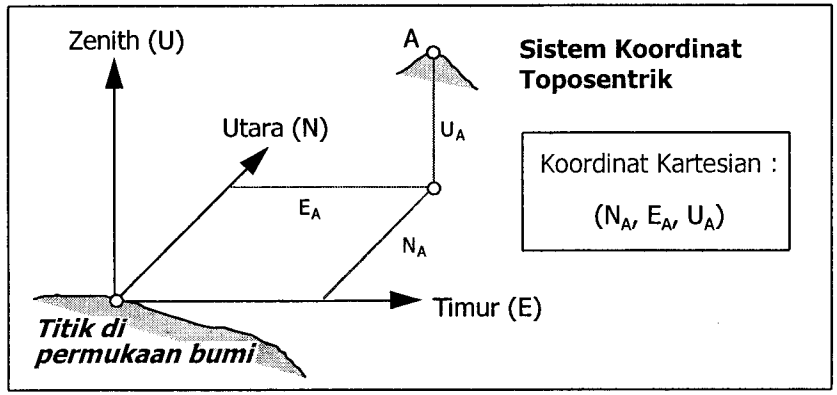
Sistem koordinat geosentrik banyak digunakan oleh metode-metode penentuan posisi ekstra-terestris yang menggunakan satelit dan benda-benda langit lainnya, baik untuk menentukan posisi titik-titik di permukaan Bumi maupun posisi satelit. Sedangkan sistem koordinat toposentrik banyak digunakan oleh metode-metode penentuan posisi terestris.



Gambar 2.15 Posisi titik dalam sistem koordinat geosentrik (kartesian dan geodetik).

Dilihat dari *orientasi sumbunya*, ada sistem koordinat yang sumbu-sumbunya ikut berotasi dengan bumi (terikat bumi) dan ada yang tidak (terikat langit). Sistem koordinat yang terikat bumi

umumnya digunakan untuk menyatakan posisi titik-titik yang berada di Bumi, dan sistem yang terikat langit umumnya digunakan untuk menyatakan posisi titik dan obyek di angkasa, seperti satelit dan benda-benda langit.



Gambar 2.16 Posisi titik dalam sistem koordinat toposentrik.

Dilihat dari *besaran koordinat* yang digunakan, posisi suatu titik dalam sistem koordinat ada yang dinyatakan dengan besaran-besaran jarak seperti sistem koordinat kartesian (lihat Gambar 2.15 dan 2.16), dan ada yang dengan besaran-besaran sudut dan jarak seperti pada sistem koordinat ellipsoid atau geodetik, seperti yang ditunjukkan pada Gambar 2.15 sebelumnya.

2.5 SISTEM KOORDINAT DALAM GEODESI SATELIT

Pada dasarnya ada tiga sistem referensi koordinat yang banyak digunakan dalam bidang Geodesi Satelit yaitu sistem-sistem

- *CIS (Conventional Inertial System),*
- *CTS (Conventional Terrestrial System), dan*
- *sistem Ellipsoid.*

Sistem CIS umumnya digunakan untuk mendefinisikan posisi dan pergerakan satelit, sedangkan sistem-sistem CTS dan Ellipsoid untuk mendefinisikan posisi dan pergerakan titik di permukaan Bumi.

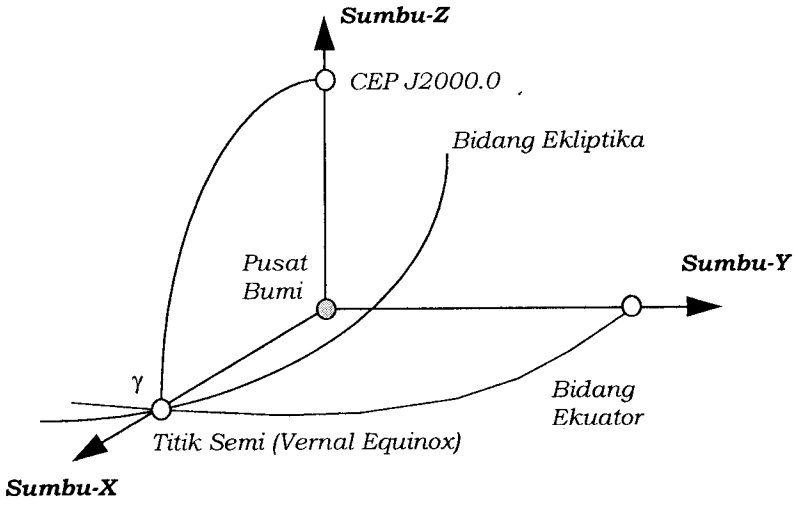
Sistem CIS, karena sifatnya yang geosentrik dan terikat langit, kadangkala dinamakan sistem ECSF (*Earth-Centered Space-Fixed*); dan sistem CTS, karena sifatnya yang geosentrik dan terikat langit, sering juga dinamakan sistem ECEF (*Earth-Centered Earth-Fixed*). Sedangkan sistem referensi Ellipsoid kadang juga dinamakan sistem geodetik. Ketiga sistem ini akan dijelaskan secara singkat berikut ini. Penjelasan yang lebih mendetail tentang sistem CIS

dan CTS dapat dilihat di [*Moritz and Mueller,* 1987], dan tentang sistem referensi Ellipsoid di [*Torge,* 1980].

2.5.1 Sistem Koordinat Referensi CIS

CIS *(Conventional Inertial System)*, sistem koordinat referensi yang *terikat langit*, dalam geodesi satelit digunakan untuk pendeskripsian posisi dan pergerakan satelit. Sistem koordinat ini tidak berotasi dengan Bumi, tetapi ikut berevolusi bersama Bumi mengelilingi Matahari. Sistem referensi koordinat ini diilustrasikan pada Gambar 2.17, dan mempunyai karakteristik dasar sebagai berikut:

- **Titik Nol** sistem koordinat adalah pusat Bumi (*earth-centred*) dan sumbu-sumbu sistem koordinatnya terikat ke langit (*space-fixed*).
- **Sumbu-X** mengarah ke titik semi (*vernal equinox*) pada epok standar J2000.0 dan terletak pada bidang ekuator Bumi.
- **Sumbu-Z** mengarah ke CEP pada epok standar J2000.0. CEP (*Conventional Ephemeris Pole*) adalah posisi bebas di langit dari sumbu rotasi Bumi.
- **Sumbu-Y** tegak lurus sumbu-sumbu X dan Z, dan membentuk sistem koordinat tangan kanan (*right-handed system*).



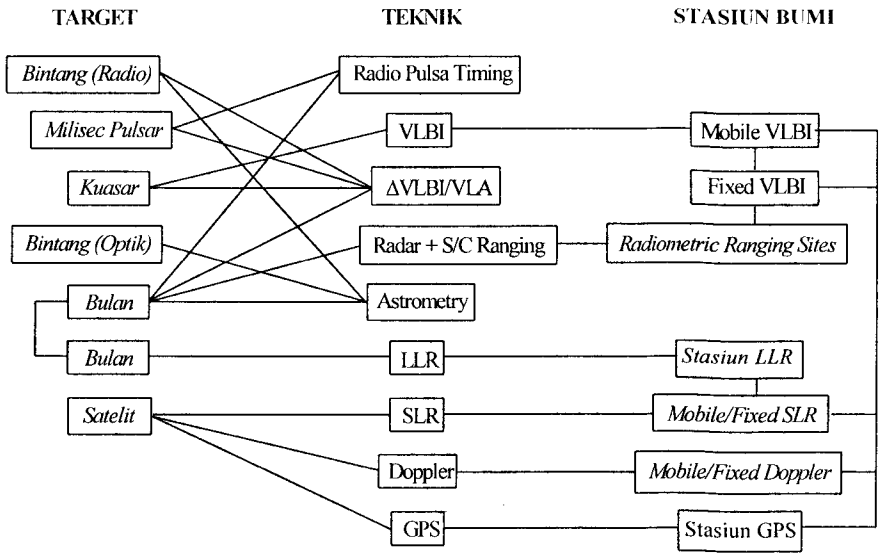
Gambar 2.17 Sistem Koordinat Referensi CIS

Pengikatan sumbu-sumbu sistem koordinat CIS ke langit dapat dilakukan terhadap beberapa benda langit, antara lain:

- Sumber gelombang radio ekstra-galaktik seperti kuarsar. Dalam hal ini CIS dapat direalisasikan dengan metode VLBI, dan CIS yang bersangkutan dinamakan *radio-CIS.*

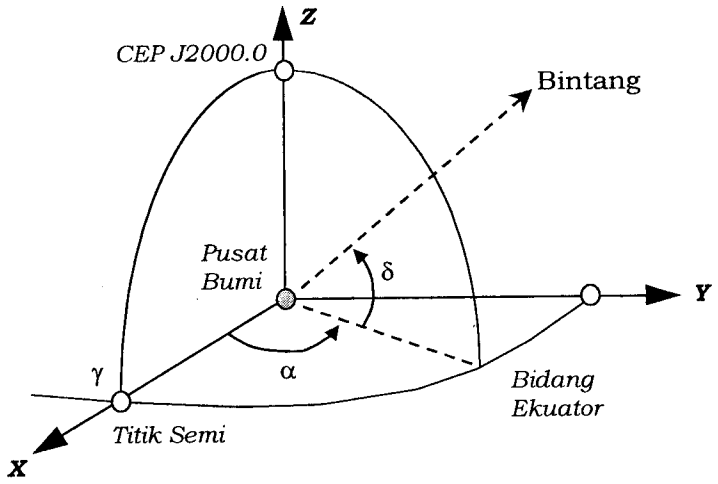
- Bintang-bintang, seperti yang diberikan oleh katalog bintang FK5. Dalam hal ini CIS dapat direalisasikan dengan pengamatan bintang, dan CIS yang bersangkutan dinamakan *stellar-CIS.*
- Planet maupun satelit artifisial bumi. Dalam hal ini CIS dapat direalisasikan dengan metode pengamatan astrometri, LLR, SLR, Doppler, GPS, Glonass, dan CIS yang bersangkutan dinamakan *dynamical-CIS.*

Gambar 2.18 berikut menunjukkan beberapa mekanisme realisasi CIS sebagai fungsi dari target, teknik, dan stasiun bumi yang digunakan.



Gambar 2.18 Hubungan antara beberapa realisasi CIS [*Dickey,* 1989].

Pada sistem CIS ini koordinat bisa dinyatakan dengan besaran-besaran jarak (X,Y,Z), ataupun besaran-besaran sudut (α,δ), dimana a adalah sudut asensio rekta dan d adalah sudut deklinasi, seperti yang ditunjukkan pada Gambar 2.19. Sistem kartesian (X,Y,Z) biasanya digunakan untuk mendeskripsikan posisi satelit yang relatif dekat dengan permukaan Bumi, dan sistem asensiorekta (α,δ) umum digunakan untuk mendeskripsikan posisi obyek yang relatif jauh dari permukaan Bumi seperti bintang dan kuasar.



Gambar 2.19 Sistem CIS (Asensio rekta, Deklinasi)

2.5.2 Sistem Koordinat Referensi CTS

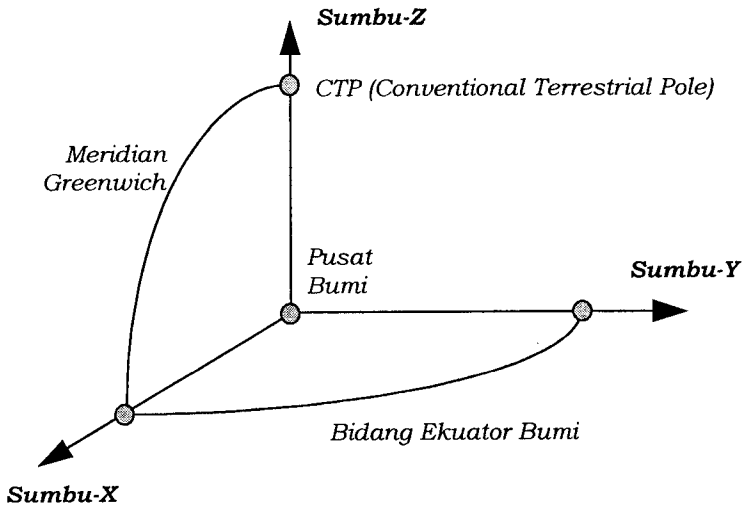
CTS, sistem koordinat referensi yang *terikat bumi*, dalam geodesi satelit digunakan untuk pendeskripsian posisi dan pergerakan titik-titik di permukaan bumi. Sistem koordinat ini berotasi dengan Bumi, dan juga berevolusi bersama Bumi mengelilingi Matahari.

Sistem referensi koordinat CTS diilustrasikan pada Gambar 2.20, dan mempunyai karakteristik sebagai berikut:

- Titik Nol sistem koordinat adalah pusat bumi (*earth-centred*) dan sumbu-sumbu sistem koordinatnya terikat ke bumi (*earth-fixed*).
- Sumbu-X berada dalam bidang meridian Greenwich (meridian nol) dan terletak pada bidang ekuator bumi.
- Sumbu-Z mengarah ke CTP (*Conventional Terrestrial Pole*). CTP adalah kutub menengah bola langit pengganti CIO (*Conventional International Origin*). CIO adalah posisi rata-rata sumbu rotasi bumi dari tahun 1900 sampai 1905).
- Sumbu-Y tegak lurus sumbu-sumbu X dan Z, dan membentuk sistem koordinat tangan-kanan (*right-handed system*).

Pengikatan sumbu-sumbu sistem koordinat CTS ke bumi dilakukan dengan menggunakan sekumpulan titik-titik di permukaan bumi (kerangka dasar) yang koordinatnya ditentukan dengan pengamatan benda-benda langit dan satelit artifisial bumi. Berdasarkan pada metode pengamatan yang digunakan maka dikenal beberapa CTS seperti CTS VLBI, CTS LLR, CTS SLR, dan CTS GPS. Beberapa kerangka realisasi CTS yang cukup banyak digunakan

saat ini adalah : WGS (*World Geodetic System*) 1984 dan ITRF (*International Terrestrial Reference Frame*).



Gambar 2.20 Sistem Koordinat Referensi CTS

2.5.3 Sistem Koordinat Referensi Ellipsoid

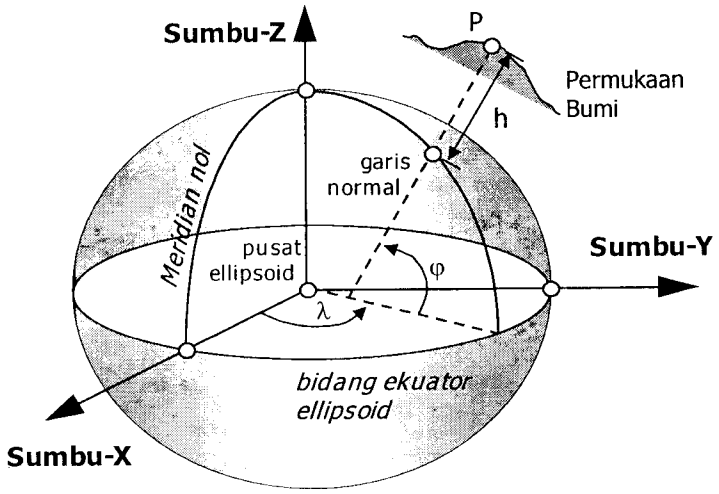
Seperti yang dijelaskan pada sub-bab 2.2, permukaan Bumi dapat didekati secara baik dengan suatu ellipsoid putaran, yaitu ellips meridian yang diputar mengelilingi sumbu pendeknya. Oleh sebab itu secara geometrik, koordinat titik-titik di permukaan Bumi juga dapat dinyatakan koordinatnya dalam sistem referensi ellipsoid. Seperti halnya sistem CTS, sistem referensi ellipsoid ini berotasi dengan Bumi dan juga berevolusi bersama Bumi mengelilingi Matahari.

Sistem referensi koordinat ellipsoid diilustrasikan pada Gambar 2.21, dan mempunyai karakteristik sebagai berikut:

- Titik nol sistem koordinat adalah pusat ellipsoid.
- Sumbu-X berada dalam bidang meridian nol dan terletak pada bidang ekuator ellipsoid.
- Sumbu-Z berimpit dengan sumbu pendek ellipsoid.
- Sumbu-Y tegak lurus sumbu-sumbu X dan Z, dan membentuk sistem koordinat tangan-kanan (*right-handed system*).

Dalam sistem referensi ellipsoid, seperti yang ditunjukkan pada Gambar 2.21, koordinat suatu titik umumnya dinyatakan sebagai (φ,λ,h), dimana φ adalah lintang geodetik, λ adalah bujur geodetik, dan h adalah tinggi ellipsoid. Dalam hal ini koordinat juga dapat dinyatakan dengan besaran-besaran jarak (X,Y,Z) seperti yang di-

tunjukkan pada Gambar 2.15 sebelumnya. Kedua koordinat ini dapat saling ditransformasikan satu dengan lainnya, dengan menggunakan formulasi matematis berikut [*Seeber,* 1993]:



Gambar 2.21 Sistem Koordinat Referensi Ellipsoid

$$\begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} (R_N + h).\cos\varphi.\cos\lambda \\ (R_N + h).\cos\varphi.\sin\lambda \\ ((1-e^2)R_N + h).\sin\varphi \end{pmatrix} \qquad (2.7)$$

Pada rumus di atas, R_N dan e adalah jari-jari kelengkungan vertikal dan eksentrisitas ellipsoid referensi, yang keduanya dapat dihitung sebagai berikut:

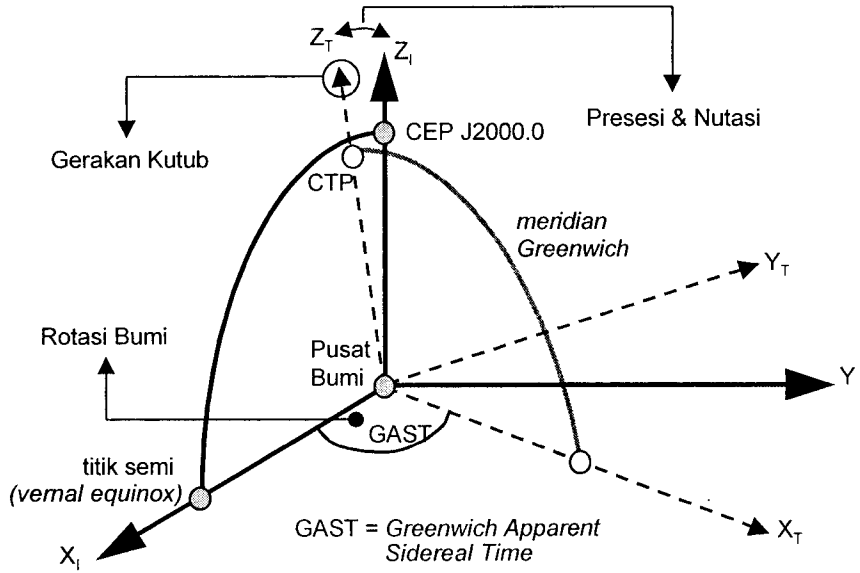
$$R_N = \frac{a}{\sqrt{1-e^2.\sin^2\varphi}}, \qquad e^2 = \frac{a^2 - b^2}{a^2} \qquad (2.8)$$

dimana a dan b adalah setengah sumbu panjang dan setengah sumbu pendek dari ellipsoid referensi yang digunakan.

Dari rumus (2.7) terlihat bahwa transformasi dari (X,Y,Z) ke (φ,λ,h) tidak dapat dilakukan secara langsung seperti halnya dari (φ,λ,h) ke (X,Y,Z), karena persamaannya tidak linear. Teknik dan algoritma yang dapat digunakan untuk menyelesaikan proses transformasi yang tidak linear tersebut telah banyak diajukan, dan beberapa diantaranya diberikan pada Lampiran I.

2.5.4 Hubungan antara CIS dan CTS

Sistem-sistem koordinat CTS dan CIS dapat ditransformasikan antarsesamanya dengan menggunakan besaran-besaran presesi, nutasi, gerakan kutub dan rotasi bumi. Hubungan antara kedua sistem koordinat tersebut dapat diilustrasikan secara geometris seperti pada Gambar 2.22 berikut.



Gambar 2.22 Hubungan antara CIS dan CTS

Seandainya koordinat suatu titik dalam kedua sistem dinyatakan sebagai:

$$\mathbf{X}_{CIS} = (X_I, Y_I, Z_I) \qquad (2.9)$$
$$\mathbf{X}_{CTS} = (X_T, Y_T, Z_T) \qquad (2.10)$$

maka transformasi antara keduanya dirumuskan sbb.:

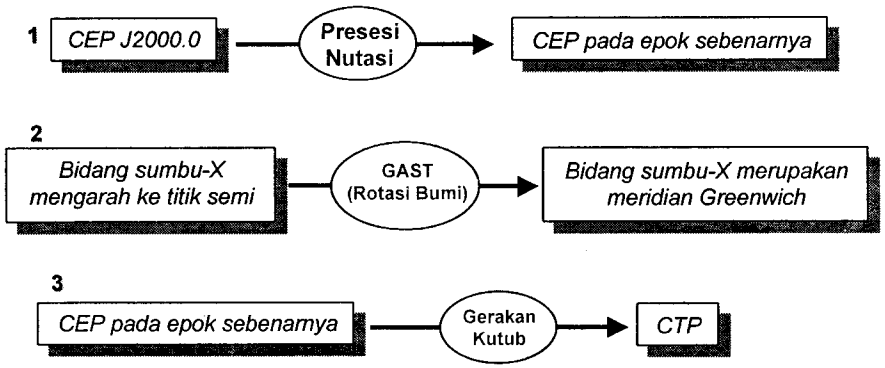
$$\mathbf{X}_{CTS} = \text{M.S.N.P. } \mathbf{X}_{CIS} \qquad (2.11)$$

dimana:

M = matriks rotasi untuk gerakan kutub (*polar motion*)
S = matriks rotasi untuk rotasi bumi (*earth rotation*)
N = matriks rotasi untuk nutasi (*nutation*)
P = matriks rotasi untuk presesi (*precession*)

Struktur dari matriks M, S, N, dan P dapat dilihat di [*Montenbruck & Gill,* 2000]. Elemen-elemen dari keempat matriks ini umumnya merupakan besaran-besaran yang nilainya berubah dengan waktu.

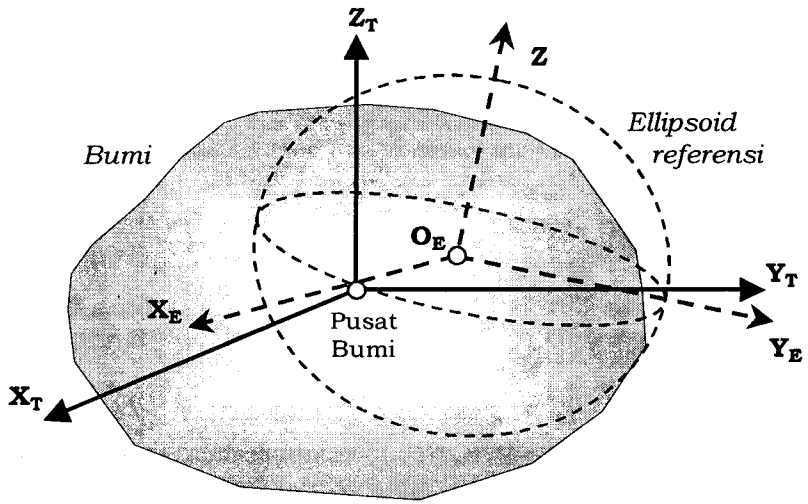
Transformasi koordinat dari sistem CIS ke CTS ini dapat diilustrasikan tahapan-tahapan seperti yang ditunjukkan pada Gambar 2.23 berikut.



Gambar 2.23 Step Transformasi dari CIS ke CTS.

2.5.5 Hubungan antara CTS dan Sistem Ellipsoid

Hubungan antara sistem koordinat CTS dan sistem Ellipsoid secara umum ditunjukkan pada Gambar 2.24. Dalam hal ini titik nol kedua sistem dapat berbeda, seperti halnya juga orientasi dari sumbu-sumbu koordinatnya. Karena dalam sistem Ellipsoid, koordinat suatu titik dipengaruhi oleh ukuran dan bentuk dari ellipsoid, maka perbedaan skala antara kedua sistem mungkin saja terjadi.



Gambar 2.24 Hubungan antara sistem CTS dan sistem Ellipsoid.

Kalau koordinat suatu titik dalam sistem CTS dan sistem Ellipsoid dinyatakan sebagai:

$$\mathbf{X}_{CTS} = (X_T, Y_T, Z_T) \quad (2.12)$$
$$\mathbf{X}_{Ell} = (X_E, Y_E, Z_E) \quad (2.13)$$

dan koordinat titik nol sistem Ellipsoid dalam sistem CTS, yang merupakan komponen translasi antara kedua sistem, dinyatakan sebagai:

$$\mathbf{X}_O = (X_O, Y_O, Z_O) \quad (2.14)$$

dan $(\varepsilon_x, \varepsilon_y, \varepsilon_z)$ mendefinisikan sudut-sudut rotasi mengelilingi sumbu-sumbu (X,Y,Z) yang diperlukan untuk mengimpitkan arah-arah sumbu X, Y, dan Z dari sistem Ellipsoid dalam ruang dengan arah sumbu-sumbu sistem CTS, maka koordinat dari kedua sistem dapat dihubungkan dengan menggunakan hubungan matematis berikut:

$$\mathbf{X}_{CTS} = \mathbf{X}_O + s.\ \mathbf{R}_1(\varepsilon_x).\ \mathbf{R}_2(\varepsilon_y).\ \mathbf{R}_3(\varepsilon_z).\mathbf{X}_{Ell} \quad (2.15)$$

dimana s adalah faktor skala, dan $\mathbf{R}_i$ adalah matriks rotasi yang dapat diformulasikan sebagai berikut [*Krakiwsky & Wells,* 1971]:

$$R_1(\theta)=\begin{bmatrix}1 & 0 & 0\\ 0 & \cos\theta & \sin\theta\\ 0 & -\sin\theta & \cos\theta\end{bmatrix},\ R_2(\theta)=\begin{bmatrix}\cos\theta & 0 & -\sin\theta\\ 0 & 1 & 0\\ \sin\theta & 0 & \cos\theta\end{bmatrix}$$
$$R_3(\theta)=\begin{bmatrix}\cos\theta & \sin\theta & 0\\ -\sin\theta & \cos\theta & 0\\ 0 & 0 & 1\end{bmatrix} \quad (2.16)$$

Perlu dicatat bahwa untuk sudut-sudut rotasi $(\varepsilon_x, \varepsilon_y, \varepsilon_z)$ yang kecil, maka persamaan (2.15) dapat dituliskan dalam bentuk akhirnya sebagai berikut:

$$\begin{bmatrix}X_T\\ Y_T\\ Z_T\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}X_O\\ Y_O\\ Z_O\end{bmatrix}+s.\begin{bmatrix}1 & \varepsilon_z & -\varepsilon_y\\ -\varepsilon_z & 1 & \varepsilon_x\\ \varepsilon_y & -\varepsilon_x & 1\end{bmatrix}\cdot\begin{bmatrix}X_E\\ Y_E\\ Z_E\end{bmatrix} \quad (2.17)$$

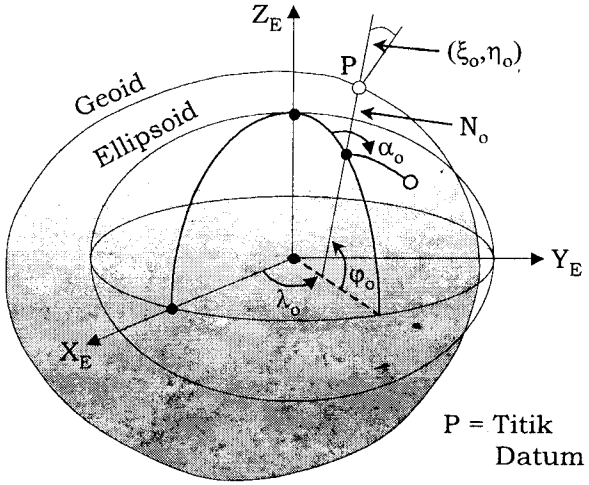
Perlu ditekankan di sini bahwa hubungan antara CTS dan sistem Ellipsoid pada dasarnya mendefinisikan suatu datum geode-

tik. **Datum geodetik** adalah sejumlah parameter yang digunakan untuk mendefinisikan ***bentuk*** dan ***ukuran*** *ellipsoid referensi* yang digunakan untuk pendefinisian koordinat geodetik, serta ***kedudukan*** dan ***orientasinya*** dalam ruang terhadap tubuh Bumi yang dalam hal ini direpresentasikan oleh sistem CTS.

Dari Gambar 2.24 terlihat bahwa akan ada 8 parameter dari suatu datum geodetik, yaitu :

- dua parameter yang mendefinisikan bentuk dan ukuran ellipsoid referensi, yaitu a dan f,
- *tiga parameter translasi*, yaitu (X_o,Y_o,Z_o) yang mendefinisikan koordinat titik pusat ellipsoid terhadap pusat Bumi, dan
- *tiga parameter rotasi*, yaitu $(\varepsilon_x,\varepsilon_y,\varepsilon_z)$ mendefinisikan arah-arah sumbu X, Y, dan Z ellipsoid dalam ruang terhadap sumbu-sumbu Bumi yang diwakili oleh sumbu-sumbu X,Y dan Z dari sistem CTS.

Disamping pendefinisian terhadap suatu sistem yang geosentrik, datum geodetik juga dapat dinyatakan terhadap suatu sistem yang sifatnya ***toposentrik***, seperti yang diilustrasikan pada Gambar 2.25.



Gambar 2.25 Contoh parameter datum geodetik (pendekatan toposentrik)

Pada pendefinisian datum dengan pendekatan toposentrik ini, 8 parameter datum geodetik adalah:

- dua parameter yang mendefinisikan bentuk dan ukuran ellipsoid referensi, yaitu a dan f,
- *tiga parameter translasi*, yang dalam hal ini diwakili oleh dua parameter defleksi vertikal (ξ_0,η_0) dan undulasi geoid (N_0) di titik datum, dan

- *tiga parameter rotasi*, yang dalam hal ini diwakili oleh koordinat geodetik di titik datum (φ_0,λ_0) dan asimut geodetik dari titik datum ke suatu titik awal α_0.

Perlu dicatat dalam hal ini bahwa cukup umum dalam pendefinisian datum secara toposentrik, ellipsoid referensi yang digunakan diimpitkan dan dibuat sejajar dengan geoid di titik datum, yaitu dengan mengadopsi hubungan berikut:

$$N_0 = \zeta_0 = \eta_0 = 0 \qquad (2.18)$$

2.6 SISTEM KOORDINAT REFERENSI ICRS DAN ITRS

ICRS (*International Celestial Reference System*) dan ITRS (*International Terrestrial Reference System*) adalah sistem-sistem referensi koordinat yang pada prinsipnya analog dengan CIS dan CTS, yaitu ICRS adalah sistem terikat langit dan ITRS adalah sistem terikat Bumi.

2.6.1 Sistem Koordinat Referensi ICRS

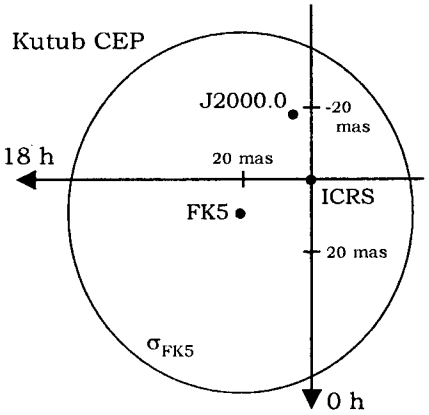
Sejak 1 Januari 1998, IAU (*International Astronomical Union*) menetapkan ICRS sebagai sistem referensi selestial yang standar, sebagai pengganti sistem referensi FK5. Karakteristik dari sistem referensi ICRS adalah [*IERS*, 2000]:

- **Titik Nol** sistem koordinat adalah pusat massa (*barycenter*) dari sistem Matahari dalam kerangka relativitas.
- **Sumbu-X** mengarah ke titik semi (*vernal equinox*) dari IERS. Dalam hal ini nilai nol dari asensiorekta ditetapkan dari nilai asensiorekta kuasar 3C 273B.
- **Sumbu-Z** mengarah ke CEP dari IERS yang didefinisikan oleh model konvensi dari IAU.
- Sumbu-Y tegak lurus sumbu-sumbu X dan Z, dan membentuk sistem koordinat tangan-kanan (*right-handed system*); dimana sumbu-sumbu X dan Y terletak pada bidang ekuator menengah (*mean equator*) Bumi pada epok J2000.0.

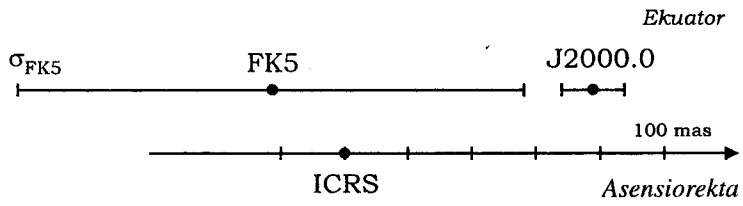
Lokasi kutub CEP dari sistem ICRS relatif terhadap kutub FK 5 dan J2000.0 ditunjukkan pada Gambar 2.26. Sedangkan lokasi titik nol asensiorekta dari ketiga sistem ditunjukkan pada Gambar 2.27. Dalam hal ini kutub ICRS mempunyai tingkat presisi sekitar 0,1 mas, dan titik seminya sekitar 10 mas.

Sistem ICRS direalisasikan dengan suatu set kuasar yang koordinatnya ditentukan dengan metode VBBI. Kerangka koordinatnya dinamakan ICRF (*International Celestial Reference Frame*) dan terdiri dari 608 kuasar yang tersebar secara merata di

langit, dan diturunkan dari sekitar 1,6 juta pengamatan dari jaringan observatori di seluruh dunia dalam periode 1979-1995. Koordinat dari quasar ini diberikan dalam sistem ekuatorial asensiorekta yaitu dengan komponen koordinat asensiorekta dan deklinasi.



Gambar 2.26 Posisi relatif dari kutub sistem ICRS [*IERS*, 2000]



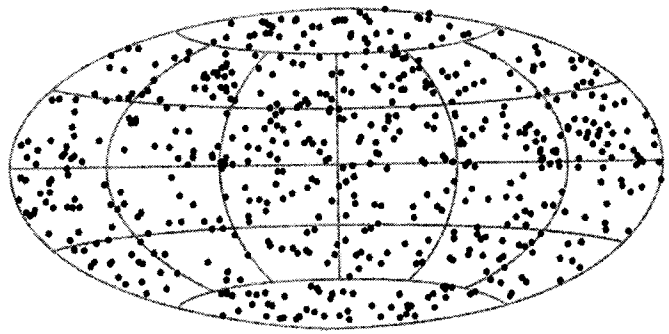
Gambar 2.27 Posisi relatif dari titik nol asensiorekta sistem ICRS [*IERS*, 2000]

Kuasar yang membangun kerangka referensi ICRF mempunyai kualitas koordinat yang variatif, karena adanya perbedaan dalam sejarah dan strategi pengamatannya, maka kuasar dari ICRF dikategorikan dalam 3 kelas yaitu [*IERS*, 2000]:

- ***kelas penentu*** yang terdiri dari 212 kuasar berkualitas tinggi yang digunakan untuk mendefinisikan sumbu-sumbu ICRF. Tingkat presisi (median) dari posisi kuasar dalam kelas ini adalah sekitar 0,4 mas.
- ***kelas kandidat*** (*candidate*) yang terdiri dari 294 kuasar, dimana sebagiannya mempunyai jumlah atau durasi pengamatan yang kurang memadai, dan sebagiannya mempunyai tingkat presisi yang relatif lebih rendah. Kuasar pada kelas ini mungkin naik ke kelas penentu di kemudian hari.

- ***kelas lainnya*** (*other sources*) yang terdiri dari 102 kuasar yang diidentifikasikan mempunyai variasi posisi yang relatif besar, baik sistematik maupun random. Kuasar ini dimasukkan dalam kerangka ICRF untuk merapatkan jaringan atau mereka berkontribusi dalam pengikatan ke kerangka optis.

Sebaran dari 608 kuasar yang membangun ICRF diiilustrasikan pada Gambar 2.28. Dari Gambar ini terlihat bahwa distribusi dan kepadatan kuasar cukup merata untuk semua belahan langit.



Gambar 2.28 Kerangka ICRF yang terdiri atas 608 kuasar [*IERS*, 2000].

2.6.2 Sistem Koordinat Referensi ITRS

ITRS pada prinsipnya adalah sistem CTS yang didefinisikan, direalisasikan dan dipantau oleh *IERS (International Earth Orientation System)*. Secara umum karakteristik dari sistem koordinat ITRS adalah sebagai berikut (*IERS*, 2000):

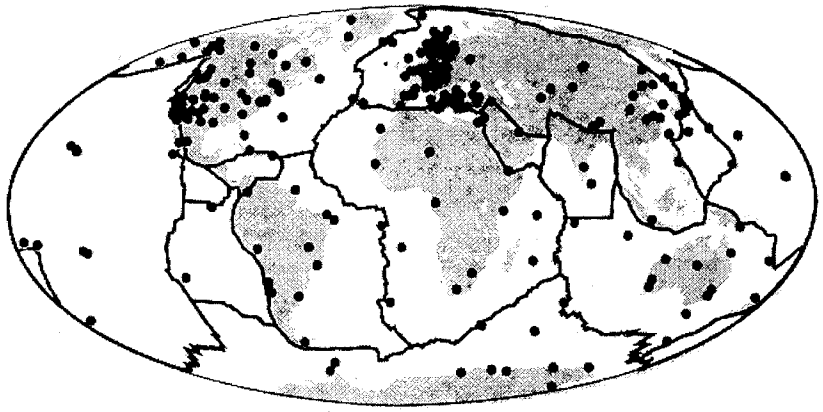
- Sistem geosentrik, dimana pusat massanya didefinisikan untuk seluruh Bumi, termasuk lautan dan atmosfer.
- Unit panjang yang digunakan adalah meter.
- ***Sumbu-Z*** mengarah ke kutub CTP yang dinamakan IRP (*IERS Reference Pole*).
- ***Sumbu-X*** berada dalam bidang meridian Greenwich yang dinamakan IRM (*IERS Reference Meridian*) dan terletak pada bidang ekuator Bumi.
- ***Sumbu-Y*** tegak lurus dengan sumbu-sumbu X dan Z dan membentuk sistem koordinat tangan kanan.
- Evolusi waktu dari orientasi sistem koordinat dipastikan dengan menerapkan kondisi ***no-net-rotation*** dalam konteks pergerakan tektonik (horisontal) untuk seluruh permukaan Bumi.

Dibandingkan dengan orientasi yang didefinisikan oleh BIH pada 1984.0, perlu dicatat beberapa hal sebagai berikut [*IERS*,2000] :

- Kutub IRP *(IERS Reference Pole)* dan meridian nol IRM *(IERS Reference Meridian)* mempunyai tingkat konsistensi dengan arah-arah BIH pada level sekitar 0,005".
- Kutub CTP dari BIH didekatkan ke CIO pada tahun 1967, dan sejak itu dijaga tingkat kestabilannya secara independen sampai 1987.
- Tingkat presisi ikatan antara IRP dan CIO adalah sekitar 0,03"

Sistem ITRS direalisasikan dengan *koordinat* dan *kecepatan* dari sejumlah titik yang tersebar di seluruh permukaan Bumi, dengan menggunakan metode-metode pengamatan VLBI, LLR, GPS, SLR, dan DORIS. Kerangka realisasinya dinamakan ITRF (*International Terrestrial Reference Frame*). Kerangka ini juga terikat dengan kerangka ICRF melalui pengamatan VLBI.

Pada saat ini kerangka ITRF terdiri dari sekitar 300 titik di permukaan Bumi, yang mempunyai koordinat dengan ketelitian sekitar 1-3 cm serta kecepatan dengan ketelitian sekitar 2-8 mm/tahun. Titik-titik ITRF ini terdapat pada semua lempeng tektonik utama serta hampir semua lempeng-lempeng yang kecil. Lokasi dan distribusi dari titik-titik ITRF ini ditunjukkan pada Gambar 2.29, berikut batas dari lempeng-lempeng tektonik yang utama.



Gambar 2.29 Distribusi titik-titik ITRF (*IERS*,2000]

Pada saat ini, jaring kerangka ITRF dipublikasikan setiap tahunnya oleh IERS, dan umumnya diberi nama ITRF-yy, dimana yy menunjukkan tahun terakhir dari data yang digunakan untuk menentukan kerangka tersebut. Sebagai contoh, ITRF94 adalah kerangka koordinat dan kecepatan yang dihitung pada tahun 1995 dengan menggunakan semua data IERS sampai akhir 1994.

Akhirnya perlu ditekankan bahwa koordinat titik dalam suatu kerangka ITRF tertentu juga dapat dihubungkan dengan koordinat dalam kerangka ITRF lainnya atau kerangka koordinat lainnya seperti WGS72 dan WGS84. Seandainya hubungan transformasi antara kedua kerangka koordinat (X_1,Y_1,Z_1) dan (X_2,Y_2,Z_2) diformulasikan sebagai:

$$\begin{bmatrix} X_2 \\ Y_2 \\ Z_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_0 \\ Y_0 \\ Z_0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} s & -\varepsilon_3 & +\varepsilon_2 \\ +\varepsilon_3 & +s & -\varepsilon_1 \\ -\varepsilon_2 & +\varepsilon_1 & +s \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} X_1 \\ Y_1 \\ Z_1 \end{bmatrix} \quad (2.19)$$

MILIK
Badan Perpustakaan
Propinsi Jawa Timur

maka parameter-parameter transformasi antara beberapa kerangka ITRF mempunyai nilai seperti yang diberikan pada Tabel 2.3.

Tabel 2.3. Parameter transformasi antara kerangka referensi ITRF dan beberapa kerangka lainnya, dari [*Montenbruck & Gill,* 2000].

Dari	Ke	X_0 (cm)	Y_0 (cm)	Z_0 (cm)	s (10^{-9})	ε_1 (0,001")	ε_2 (0,001")	ε_3 (0,001")
ITRF90	WGS72	+ 6,0	-51,7	-472,3	- 231	+ 18,3	- 0,3	+ 547
ITRF90	WGS84	+ 6,0	-51,7	- 22,3	- 11	+ 18,3	- 0,3	- 7,0
ITRF90	ITRF88	+ 0,0	-1,2	- 6,2	+ 6	+ 0,1	0,0	0,0
ITRF94	ITRF88	+ 1,8	+ 0,0	- 9,2	+ 7,4	+ 0,1	0,0	0,0
ITRF94	ITRF90	+ 1,8	+ 1,2	- 3,0	+ 0,9	+ 0,0	0,0	0,0
ITRF94	ITRF92	+ 0,8	+ 0,2	- 0,8	- 0,8	+ 0,0	0,0	0,0
ITRF94	WGS84*	- 2	+ 2	- 1	+ 0,2	+ 2,5	+ 1,9	- 2,5
ITRF94	WGS84"	+ 1	- 1	- 2	+ 0,3	+ 0,6	+ 1,2	+ 0,7
WGS84* = WGS84 (G730), WGS84" = WGS84 (G873)								

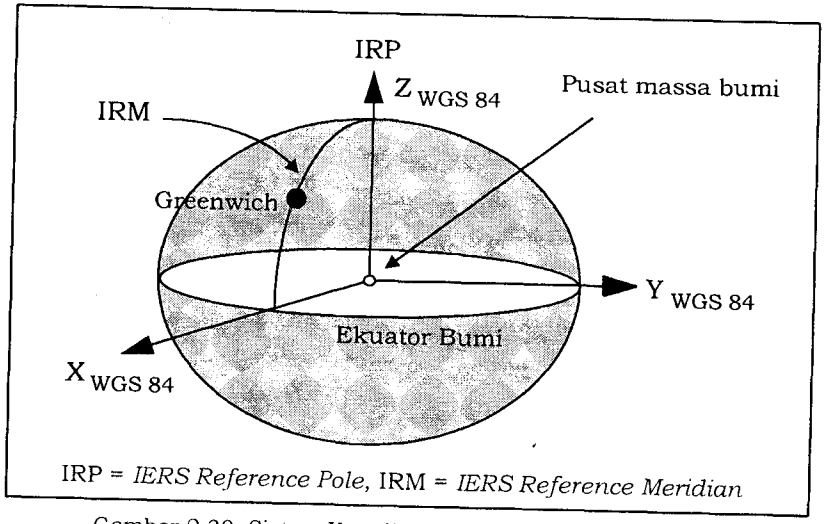
2.7 WORLD GEODETIC SYSTEM 1984 (WGS 84)

WGS 84 pada prinsipnya adalah sistem koordinat CTS yang didefinisikan, direalisasikan dan dipantau oleh NIMA *(National Imagery and Mapping)* Amerika Serikat. WGS 84 adalah sistem yang saat ini digunakan oleh sistem satelit navigasi GPS (*Global Positioning System*). Secara umum karakteristik dari WGS 84 adalah seperti CTS, dengan beberapa karakteristik spesifik lainnya sebagai berikut (*NIMA,* 2000):

- Sistem geosentrik, dimana pusat massanya didefinisikan untuk seluruh Bumi, termasuk lautan dan atmosfer.
- Skalanya adalah kerangka lokal Bumi, dalam konteks teori relativitas gravitasi.

- Orientasi sumbu-sumbu X, Y, dan Z nya adalah seperti yang ditunjukkan pada Gambar 2.30.
- Evolusi waktu dari orientasi sistem koordinat tidak menyebabkan adanya residual dari rotasi global terhadap kerak Bumi.

Secara skematis, sistem koordinat WGS 84 ini ditunjukkan pada Gambar 2.30. Arah ke kutub IRP pada prinsipnya sama dengan arah ke CTP dari BIH (epok 1984.0), dengan tingkat ketelitian sekitar 0,005"; dan IRM berimpit dengan meridian nol BIH (epok 1984.0) dengan tingkat ketelitian sekitar 0,005".



Gambar 2.30 Sistem Koordinat WGS 84, dari [*NIMA*,2000].

Kerangka referensi WGS 84 direalisasikan pertama kalinya pada 1987 dengan sekumpulan titik yang koordinatnya diamati dengan sistem satelit navigasi TRANSIT (Doppler). Pada waktu itu kerangka direalisasikan dengan memodifikasi kerangka referensi yang digunakan oleh sistem satelit Doppler (NSWC 9Z-2), yaitu parameter pusat (titik nol) sistem koordinat dan skalanya, serta merotasikannya sehingga meridian referensinya berimpit dengan meridian nol yang didefinisikan oleh BIH (*Bureau International de l'Heure*) [*DMA*, 1991]. Dalam hal ini nilai parameter transformasi dari datum NSWC 9Z-2 ke WGS 84, adalah translasi dalam arah sumbu Z sebesar ΔZ = 4,5 m, rotasi dalam bujur $\Delta\lambda$ = 0,814", dan perubahan faktor skala $\Delta S = -0{,}6 \times 10^{-6}$.

Sejak Januari 1987, *Defense Mapping Agency* (DMA) Amerika Serikat mulai menggunakan WGS 84 dalam menghitung orbit teliti (*precise ephemeris*) untuk satelit TRANSIT (Doppler). Orbit teliti ini selanjutnya bersama-sama dengan pengamatan Doppler digunakan untuk menentukan posisi dari 12 stasiun penjejak GPS milik DoD. Keduabelas stasiun ini selanjutnya digunakan untuk menjejak satelit GPS dalam rangka menentukan parameter orbit (*brodcast ephemeris*) dari satelit GPS.

Dalam rangka menyelaraskan sistem koordinat WGS 84 dengan sistem ITRF yang lebih teliti serta banyak digunakan untuk aplikasi-aplikasi geodetik pada saat ini, DoD telah menentukan kembali koordinat dari 12 stasiun penjejak tersebut pada epok 1994.0. Penentuan kembali koordinat ini dilakukan dengan menggunakan data GPS yang diamati di sepuluh stasiun tersebut serta di beberapa stasiun penjejak IGS (*Internation GPS Service for Geodynamics*), yang dalam perhitungan ini koordinatnya dalam sistem ITRF 91 dianggap tetap. Kerangka koordinat WGS 84 yang telah ditingkatkan kualitasnya ini telah dinamakan sebagai WGS 84 (G730). Huruf G menyatakan bahwa sistem ini diturunkan menggunakan data GPS dan angka 730 menunjukkan nomor minggu GPS (hari pertamanya adalah 2 Januari 1994). Menurut *Swift* (1994) dan *Malys and Slater* (1994], tingkat kedekatan antara ITRF (91 & 92) dengan WGS 84 (G730) ini adalah sekitar 10 cm.

Pada tahun 1996, koordinat dari titik-titik kerangka WGS 84 (G730) ini ditingkatkan lagi, dan kerangka referensi yang baru dinamakan WGS 84 (G873). Menurut *NIMA* (2000), tingkat ketelitian dari setiap komponen koordinat dari WGS 84(G873) adalah sekitar 5 cm. Akhirnya, kalau diringkaskan maka proses realisasi kerangka WGS 84 adalah seperti pada Tabel 2.4.

Tabel 2.4 Realisasi kerangka WGS 84

Kerangka	Periode berlaku
WGS 84	1 Jan 1987 - 1 Jan 1994
WGS 84 (G730)	2 Jan 1994 - 28 Sept 1996
WGS 84 (G873)	sejak 29 Sept 1996

Pada sistem koordinat WGS 1984, yang merupakan sistem koordinat kartesian tangan kanan, ellipsoid referensi yang digunakan adalah ellipsoid geosentrik WGS 84 yang didefinisikan oleh empat parameter utama yang diberikan pada Tabel 2.5.

Tabel 2.5 Empat parameter utama ellipsoid WGS 84 [*NIMA*, 2000]

Parameter	Notasi	Nilai
Sumbu panjang	a	6378137,0 m
Penggepengan	1/f	298,257223563
Kecepatan sudut Bumi	ω	$7292115{,}0 \times 10^{-11}$ rad s^{-1}
Konstanta Gravitasi Bumi (termasuk massa atmosfer)	GM	$3986004{,}418 \times 10^{8}$ $m^3 s^{-2}$

Karena penentuan posisi dengan GPS diberikan dalam datum WGS 84, dan secara praktis kadang kala pengguna perlu menyatakan koordinatnya dalam datum lainnya, maka parameter transformasi antara datum WGS 84 dan datum-datum lokal umumnya akan sangat bermanfaat. Hubungan antara datum WGS 84 dengan beberapa datum yang pernah digunakan di Indonesia ditunjukkan pada Tabel 2.6 berikut.

Tabel 2.6 Parameter Transformasi dari Datum Lokal ke WGS 84 [*DMA*, 1991].

Datum Lokal	**Ellipsoid Referensi dan Parameter Perbedaan**		
	Nama	**Δa (m)**	**Δf x 10^4**
Batavia/G.Genuk (Sumatra)	Bessel 1841	739,845	0,10037483
Bukit Rimpah (Bangka, Belitung)	Bessel 1841	739,845	0,10037483
Gunung Segara (Kalimantan)	Bessel 1841	739,845	0,10037483
Datum Indonesia 1974 (ID 74)	GRS 1967	-23	- 0,00114930
Datum Lokal	**Parameter Transformasi**		
	ΔX (m)	**ΔY (m)**	**ΔZ (m)**
Batavia/G.Genuk (Sumatra)	- 377 ± 3	681 ± 3	- 50 ± 3
Bukit Rimpah (Bangka, Belitung)	- 384	664	-48
Gunung Segara (Kalimantan)	- 403	684	41
Datum Indonesia 1974 (ID 74)	- 24 ± 25	- 15 ± 25	5 ± 25

Berkaitan dengan parameter transformasi dari datum ID74 ke WGS 84, [*Subarya & Matindas*, 1996] memberikan parameter yang lebih detail dan teliti, yang ditentukan dengan menggunakan 38 buah titik sekutu. Dalam hal ini, seandainya rumus transformasi berikut digunakan:

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_{WGS\text{-}84} = \begin{bmatrix} X_O \\ Y_O \\ Z_O \end{bmatrix} + (1+ds) \begin{bmatrix} 1 & \mathring{a}_z & -\mathring{a}_y \\ -\mathring{a}_z & 1 & \mathring{a}_x \\ \mathring{a}_y & -\mathring{a}_x & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_{ID\text{-}74} \quad (2.20)$$

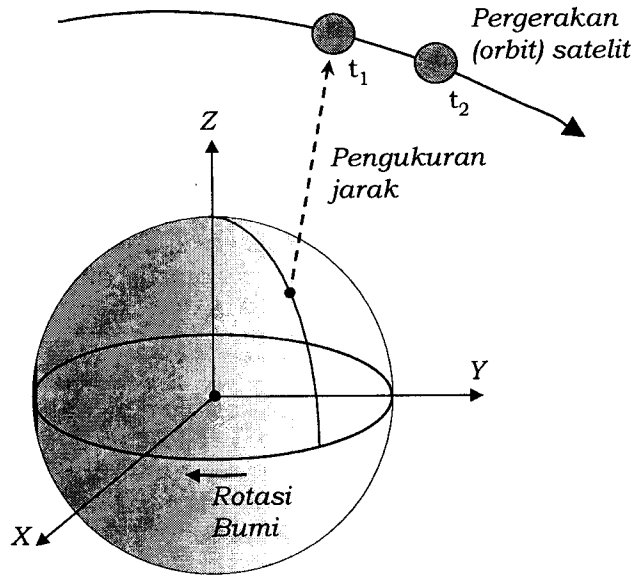
maka nilai dari parameter-parameter trasformasinya adalah sebagai berikut:

X_0 = - 1,977 ± 1,300 m
Y_0 = -13,060 ± 1,139 m
Z_0 = -9,993 ± 3,584 m
ds = -1,037 ± 0,177 ppm
ε_x = - 0,364" ± 0,109"
ε_y = -0,254" ± 0,060"
ε_z = -0,689" ± 0,042"

Akhirnya perlu dicatat bahwa secara nasional penggunaan datum ID 74 telah resmi digantikan dengan datum yang baru, yaitu Datum Geodesi Nasional 1995 (DGN 95). Karena DGN 95 adalah datum geosentrik serta menggunakan ellipsoid referensi yang sama seperti yang digunakan oleh WGS 84, maka masalah transformasi koordinat antara DGN 95 dan WGS 84 relatif tidak ada.

Bab 3
SISTEM WAKTU

Dalam Geodesi Satelit, sistem waktu berperan dalam pendefinisian sistem referensi koordinat, baik itu sistem CIS, CTS, Ellipsoid, ICRS, maupun ITRS, seperti yang sudah terindikasi pada pembahasan di bab sebelumnya. Sistem waktu diperlukan untuk 'menghubungkan' ukuran waktu yang biasa kita gunakan (tahun, bulan, hari, jam, menit, detik) dengan fenomena fisik maupun geometrik yang diukur/diamati. Disamping itu sistem waktu juga diperlukan dalam penentuan jarak ke satelit, penentuan orbit satelit, serta studi rotasi bumi dan parameter-parameter orientasi Bumi lainnya (lihat Gambar 3.1).



Gambar 3.1 Peran sistem waktu dalam Geodesi Satelit.

Pada dasarnya ada 3 sistem waktu yang umum digunakan dalam Geodesi Satelit, yaitu [Moritz and Mueller, 1987]:

1. ***Waktu bintang*** (*sidereal time*) dan ***waktu matahari*** (*universal/solar time*) yang berdasarkan rotasi harian Bumi.

2. ***Waktu dinamik***, yang berdasarkan pada pergerakan benda-benda langit (*celestial bodies*) dalam sistem matahari.
3. **Waktu atom**, yang berdasarkan pada osilasi elektromagnetik yang dikontrol atau dihasilkan oleh transisi kuantum dari suatu atom.

Secara lebih spesifik, klasifikasi dari beberapa sistem waktu di atas diberikan pada Tabel 3.1 berikut.

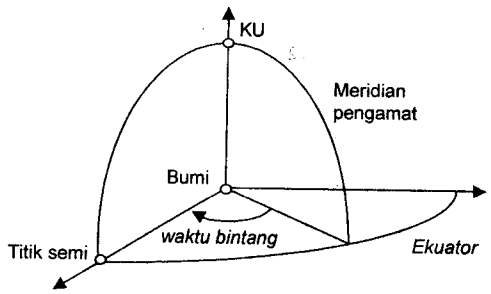
Tabel 3.1 Klasifikasi Sistem Waktu (S.W.);
dari [*USNO*,2000; *Montenbruck & Gill*, 2000]

Proses Periodik	Jenis	Kategori
Rotasi Bumi	- Universal Time (UT) - Greenwich Sidereal Time (GST)	- S.W. Matahari - S.W. Bintang
Revolusi Bumi	- Ephemeris Time (ET) - Terrestrial Dynamic Time (TDT) - Barycentric Dynamic Time (TDB) - Geocentric Coordinate Time (TCG) - Barycentric Coordinate Time (TCB)	- S.W. Dinamik - S.W. Dinamik - S.W. Dinamik - S.W. Dinamik - S.W. Dinamik
Osilasi Atom	- International Atomic Time (IAT) - UT Coordinated (UTC) - GPS Time	- S.W. Atom - S.W. Atom - S.W. Atom

Akhirnya perlu juga dicatat bahwa umumnya ada dua aspek dari waktu, yaitu epok (kala) dan interval. Epok mendefinisikan secara presisi waktu kejadian suatu fenomena atau pengamatan, dan interval adalah selang waktu antara dua epok.

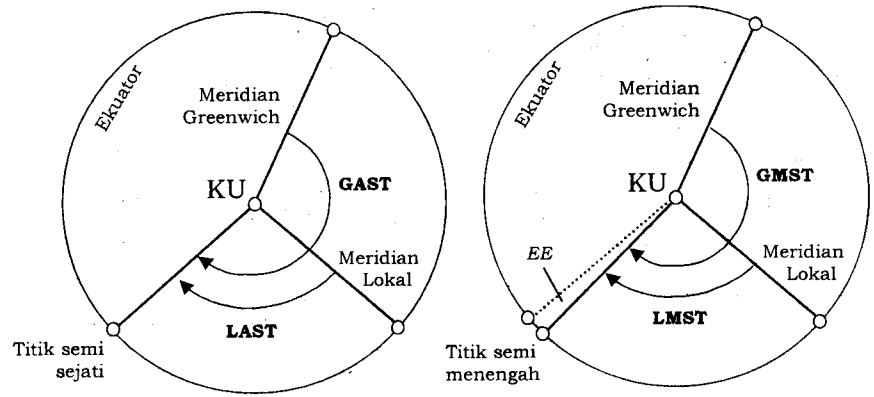
3.1 SISTEM WAKTU BINTANG

Waktu bintang (*sidereal time*) adalah sistem waktu yang unit durasinya adalah periode rotasi Bumi terhadap suatu titik yang (hampir) tetap terhadap bintang. Secara kuantitatif, epok waktu bintang adalah sudut waktu (*hour angle*) dari titik semi (*vernal equinox),* seperti yang pada Gambar 3.2 berikut.



Gambar 3.2 Waktu Bintang

Sudut waktu dari titik semi sejati (yang masih dipengaruhi oleh presesi dan nutasi) dinamakan waktu bintang sejati (*Apparent Sideral Time*, AST). Bila referensinya meridian Greenwich maka dinamakan GAST (*Greenwich Apparent Sideral Time*), dan bila referensinya meridian lokal dinamakan LAST (*Local Apparent Sideral Time*). Sudut waktu dari titik semi menengah (masih dipengaruhi oleh presesi) dinamakan waktu bintang menengah (*Mean Sideral Time*, MST). Bila referensinya meridian Greenwich maka dinamakan GMST (*Greenwich Mean Sideral Time*), dan bila referensinya meridian lokal dinamakan LMST (*Local Mean Sideral Time*). Perbedaan antara waktu bintang sejati dan waktu bintang menengah dinamakan *Equation of Equinoxes* (EE). Secara geometris, waktu-waktu bintang tersebut diilustrasikan pada Gambar 3.3 berikut.



(Mean-Apparent) Sidereal Times = Equation of Equinoxes (EE)

Gambar 3.3 Beberapa jenis waktu bintang

Dari Gambar 3.3 di atas, dua hubungan berikut dapat dituliskan, yaitu:

$$\text{GMST} - \text{LMST} = \text{GAST} - \text{LAST} = \lambda \qquad (3.1)$$

$$\text{GMST} - \text{GAST} = \text{LMST} - \text{LAST} = \Delta\psi \cdot \cos(\text{EE}) \qquad (3.2)$$

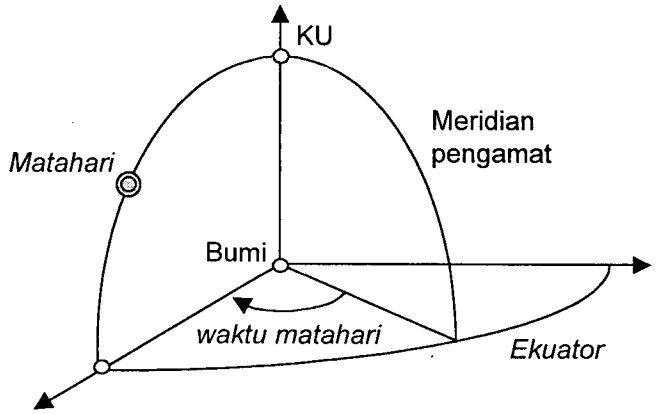
dimana λ adalah bujur dari meridian lokal dan $\Delta\psi$ adalah nutasi dalam komponen bujur.

Akhirnya perlu dicatat bahwa satu hari bintang adalah interval waktu antara dua kulminasi atas yang berurutan dari titik semi menengah di meridian tertentu. Jam nol (00:00) suatu hari bintang adalah pada saat titik semi (menengah) berkulminasi atas. Karena titik semi menengah masih dipengaruhi oleh presesi, maka

satu hari bintang akan lebih pendek sekitar 0,0084 s dari periode bumi yang sebenarnya. Perlu dicatat bahwa waktu bintang sejati tidak digunakan sebagai ukuran interval waktu karena kecepatannya yang tidak uniform, yang disebabkan oleh bervariasinya kecepatan rotasi bumi dan juga arah dan orientasi dari sumbu rotasi bumi itu sendiri.

3.2 SISTEM WAKTU MATAHARI

Waktu matahari (*solar or universal time*) berkaitan dengan rotasi bumi dan juga revolusi bumi sekeliling matahari. Secara kuantitatif, epok waktu matahari adalah sudut waktu (*hour angle*) dari matahari, seperti yang diilustrasikan pada Gambar 3.4 berikut.



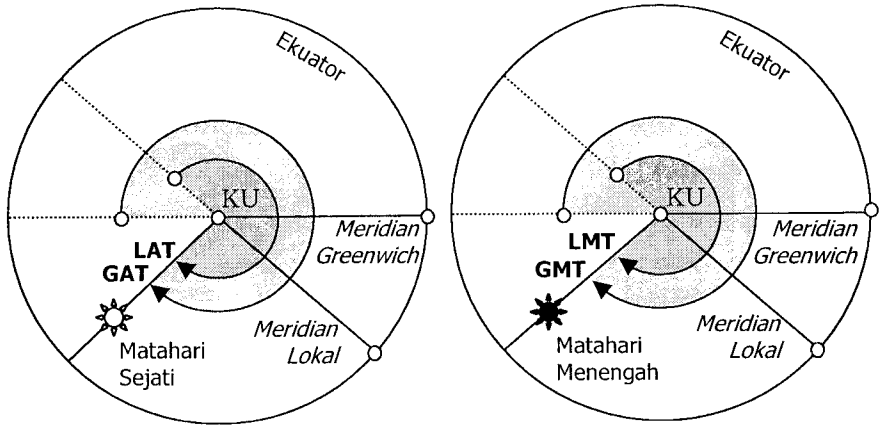
Gambar 3.4 Waktu Matahari.

Karena pergerakan matahari sejati (*apparent sun*) sepanjang ekliptika tidak uniform, maka matahari sejati kurang ideal untuk pendefinisian sistem waktu. Yang sebaiknya digunakan adalah matahari khayal (*fictious sun*) atau matahari menengah (*mean sun*) yang dikarakterisasi dengan pergerakannya yang uniform sepanjang ekliptika.

Dalam sistem waktu matahari, jam nol (00:00) suatu hari matahari adalah pada saat matahari menengah berkulminasi bawah. Satu hari matahari didefinisikan sebagai interval waktu antara dua kulminasi bawah yang berurutan dari matahari menengah di meridian tertentu. Oleh sebab itu, sistem waktu matahari menengah (*mean solar time*, MT) dapat dirumuskan sebagai:

$$\text{MT} = \text{Sudut waktu matahari menengah} + 12 \text{ jam} \qquad (3.3)$$

Bila referensinya meridian Greenwich maka dinamakan GMT (*Greenwich Mean Solar Time*) yang disebut juga *Universal Time* (UT). Bila referensinya meridian lokal dinamakan LMT (*Local Mean Solar Time*). Dalam kasus matahari sejati, bila referensinya meridian Greenwich maka waktu mataharinya dinamakan GAT (*Greenwich Apparent Solar Time*). Bila referensinya meridian lokal dinamakan LAT (*Local Apparent Solar Time*). Secara geometris, waktu-waktu matahari tersebut diilustrasikan pada Gambar 3.5 berikut.



Gambar 3.5 Beberapa jenis waktu matahari

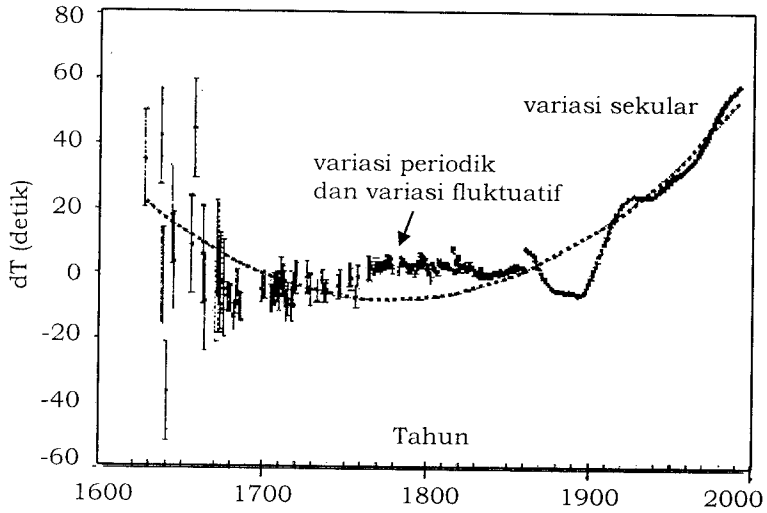
3.2.1 Universal Time (UT)

Universal Time (UT) adalah waktu matahari menengah yang bereferensi ke meridian Greenwich (*Greenwich Mean Solar Time*, GMT). UT akan dipengaruhi oleh adanya ketidak-teraturan pada rotasi bumi seperti yang telah dijelaskan pada bab sebelumnya. Variasi ini dapat berupa variasi musim dan variasi-variasi periodik lainnya (variasi harian), perlambatan ataupun percepatan yang berjangka waktu lama (sekular), serta fluktuasi-fluktuasi yang tidak teratur sifatnya. Karena adanya variasi-variasi ini, maka UT dikategorikan atas beberapa jenis yaitu UT0, UT1, dan UT2, dimana:

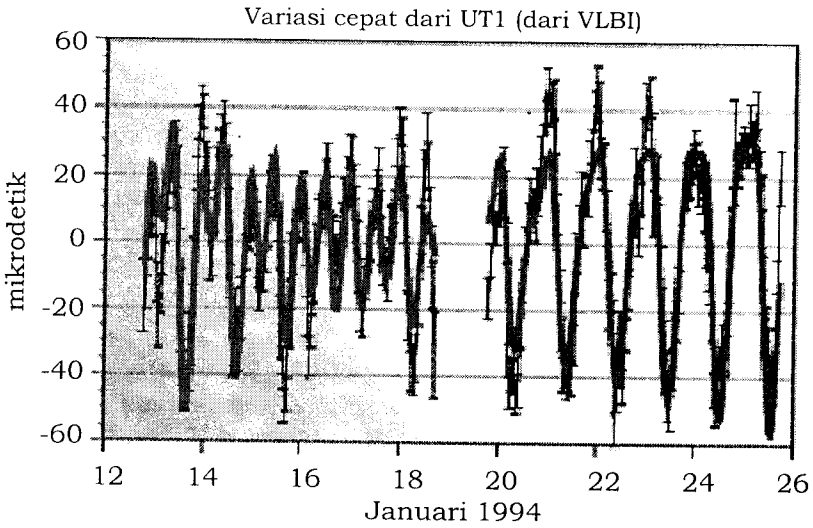
- UT0 = UT dari hasil pengamatan,
- UT1 = UT0 + koreksi gerakan kutub, dan
- UT2 = UT1 + koreksi variasi musim.

Dari hubungan di atas nampak bahwa UT2 masih dipengaruhi oleh variasi sekular dan fluktuasi yang tidak teratur. Sedangkan untuk UT1, variasi musim juga masih terkandung. Contoh variasi dari nilai UT1 selama sekitar dua abad ditunjukkan pada Gambar 3.6 berikut. Dari Gambar ini terlihat bahwa dalam variasi UT1 ini,

komponen variasi sekular nampak cukup dominan dalam beberapa abad ini. Grafik ini secara tak langsung juga menunjukkan bahwa kecepatan Bumi cenderung melambat, atau panjang hari (LOD) bertambah dengan waktu. Sedangkan Gambar 3.7 menunjukkan contoh variasi periodik nilai UT1 yang relatif cepat, dengan periode hanya beberapa hari.



Gambar 3.6 Contoh variasi UT1 sejak 1600-an [*Langley, 1999*]



Gambar 3.7 Contoh variasi periodik UT1 [*NASA, 2000*]

Perlu dicatat bahwa UT1 adalah representasi dari rotasi bumi yang sebenarnya dan punya peran penting karena beberapa hal yaitu:

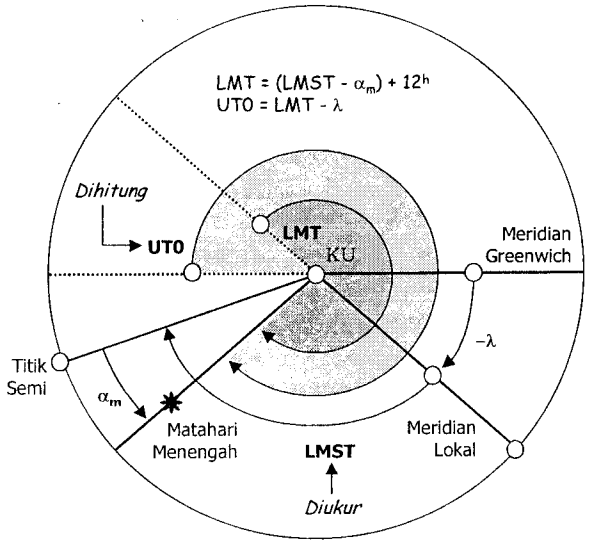
- UT1 adalah skala waktu fundamental dalam astronomi geodesi dan geodesi satelit.
- UT1 mendefinisikan orientasi sebenarnya dari CTS dalam ruang.
- UT1 adalah sistem waktu dasar untuk navigasi.

Dalam proses penentuan nilai UT1 dan UT2, pada saat ini ada sekitar 50-an stasiun pengamat di dunia yang menentukan LMST (*Local Mean Sidereal Time*) nya. LMST ini kemudian ditransformasikan ke UT0, melalui LMT (*Local Mean Solar Time*) dengan hubungan berikut:

$$LMT = (LMST - \alpha_m) + 12^h, \quad (3.4)$$

$$UT0 = LMT - \lambda, \quad (3.5)$$

dimana α_m adalah asensiorekta dari matahari menengah dan λ adalah bujur dari stasiun pengamat; seperti yang diilustrasikan pada Gambar 3.8 berikut.



Gambar 3.8 Penentuan UT0 dari LMST

Setiap stasiun pengamat kemudian mengirimkan UT0-nya ke BIH di Paris. BIH kemudian mengaplikasikan koreksi-koreksi gerakan kutub dan variasi musim ke seluruh UT0. Proses *smoothing* kemudian diterapkan untuk menentukan harga tunggal UT1 dan UT2 yang bersifat internasional. Dalam penentuan UT1 dan UT2

perlu dicatat bahwa koreksi gerakan kutub berbeda untuk setiap stasiun pengamat; sedangkan koreksi musim sama untuk setiap stasiun. Pada saat ini ketelitian tipikal dari hasil estimasi UT1 adalah sekitar 0,02 ms.

3.2.2 Hubungan Sistem Waktu Bintang dan Matahari

Hubungan antara kedua sistem waktu, bintang dan matahari, adalah didasarkan pada hubungan matematis berikut:

$$MST = MT + \alpha_m - 12^h \tag{3.6}$$

dimana MST adalah Mean Sidereal Time, MT adalah Mean Solar Time, dan α_m adalah asensio rekta dari matahari menengah yang dapat diformulasikan sebagai [*Kaplan*, 1981]:

$$\alpha_m = 18^h41^m50.54841^s + 8640184.812866^s.T + 0{,}093104^s.T^2 - 6{,}2^s.10^{-6}.T^3 \tag{3.7}$$

dimana T adalah waktu sejak epok standar J2000, 1 Januari, 12^h UT1, dihitung dalam abad Julian dimana satu tahunnya adalah 365,25 hari. Dari formulasi di atas dapat diturunkan hubungan antara hari bintang dan hari matahari sebagai berikut:

$$1 \text{ hari bintang menengah} = 1 \text{ hari matahari menengah} - 3^m\ 55{,}909^s \tag{3.8}$$

3.3 SISTEM WAKTU DINAMIK

Sistem waktu dinamik diturunkan berdasarkan pergerakan Bumi, Bulan dan planet-planet dalam sistem matahari. Sistem waktu dinamik ini didefinisikan pertama kali dengan sistem *Ephemeris Time* (ET) pada tahun 1960, karena adanya ketidakcermatan dalam skala waktu UT yang disebabkan oleh adanya ketidakteraturan dan variasi pada rotasi Bumi. ET adalah skala waktu astronomis yang didasarkan pada pergerakan Bumi mengelilingi Matahari [*NIST*, 2000]. Secara praktis ET ditentukan dengan membandingkan posisi hasil pengamatan dari Matahari, planet-planet dan Bulan, dengan data tabulasi hasil prediksi berdasarkan teori-teori analitis atau empiris dari pergerakan benda-benda langit.

Sekitar tahun 1976, dua jenis sistem waktu dinamik baru didefinisikan, yaitu [*Hoffmann-Wellenhof et al.*, 1997]: TDB (*Barycentric Dynamic Time*) dan TDT (*Terrestrial Dynamic Time*). Sistem waktu TDB diturunkan dari pergerakan planet-planet serta bulan yang mengacu ke *barycenter* (pusat massa) dari sistem matahari dan

TDT mengacu ke pusat massa Bumi (*geocenter*). TDB adalah sistem waktu inersia (berdasarkan Hukum Newton) dan umum digunakan dalam pendefinisian ephemeris dari sistem matahari serta navigasi wahana angkasa. TDT adalah sistem waktu kuasi-inersia pengganti *Ephemeris Time*; dan umum digunakan dalam pengintegrasian persamaan diferensial dari pergerakan satelit dalam mengorbit bumi.

Dalam kerangka teori relativitas umum (*general relativity*) jam yang bergerak bersama Bumi akan mengalami variasi periodik akibat pergerakannya dalam medan gravitasi matahari. Dalam kerangka ini waktu tidak lagi menjadi kuantitas yang absolut, melainkan kuantitas yang berubah dengan lokasi dan kecepatan. Dengan kata lain, setiap jam akan menunjukkan waktu sebenarnya (*proper time*) nya masing-masing bergantung pada lokasi dan kecepatan-nya, dan kesemuanya terhubungkan melalui transformasi ruang-waktu empat dimensi [*Montenbruck & Gill*, 2000].

Untuk mengakomodasi adanya efek relativitas ini maka pada tahun 1992, IAU (*International Astronomical Union*) mendefinisikan sistem-sistem waktu baru, yaitu *Terrestrial Time* (TT), *Geocentric Coordinate Time* (TCG), dan *Barycentric Coordinate Time* (TCB). TT dimaksudkan untuk menggantikan TDT. Secara konseptual, TT adalah skala waktu uniform yang akan diukur oleh suatu jam yang ideal di permukaan geoid [*Montenbruck & Gill*, 2000]. Secara praktis, TT direalisasikan dengan waktu atom internasional (TAI). TT dinyatakan dalam hari, dimana satu harinya sama dengan 86400 detik SI (Satuan Internasional). Sedangkan TCG adalah koordinat waktu relativistik dari kerangka geosentrik 4-dimensi, dan TCB adalah koordinat waktu relativistik dari kerangka barisentrik 4-dimensi.

Hubungan antara beberapa sistem waktu dinamik tersebut telah terdefinisikan secara matematis. Waktu-waktu TT, TDT dan ET terkait dengan waktu atom TAI sebagai berikut.

$$TT = TDT = ET = TAI + 32.184^s \tag{3.9}$$

Sedangkan waktu TCG terkait dengan waktu TT dengan hubungan:

$$TCG = TT + L_G.(JD - 2443144{,}5)\ .\ 86400^s \tag{3.10}$$

dimana JD adalah tanggal Julian (*Julian Date*) yang akan dibahas pada sub-bab 3.5 berikutnya; dan L_G adalah konstanta yang ditentukan berdasarkan bilangan geopotensial di permukaan geoid (W_0) sebagai berikut:

$$L_G = W_0/c^2 \tag{3.11}$$

dimana c adalah kecepatan cahaya dalam ruang hampa. Dengan:

$$W_0 = 62636856{,}85\ m^2/s^2 \quad (3.12)$$

maka :

$$L_G = 6{,}9692903.\ 10^{-10} \quad (3.13)$$

Waktu TCB terkait dengan waktu TCG melalui hubungan berikut [*Montenbruck & Gill*, 2000]:

$$TCB = TCG + L_C.(JD - 2443144{,}5)\ .\ 86400^s + P \quad (3.14)$$

dimana:

$$L_C = 1.4808268457.\ 10^{-8}\ . \quad (3.15)$$

dan P adalah komponen periodik yang dapat dirumuskan sebagai:

$$\begin{aligned} P = {} & + 0{,}0016568^s.\sin(35999{,}37^0.T + 357{,}5^0) \\ & + 0{,}0000224^s.\sin(32964{,}5^0.T + 246^0) \\ & + 0{,}0000138^s.\sin(71998{,}7^0.T + 335^0) \\ & + 0{,}0000048^s.\sin(3034{,}9^0.T + 25^0) \\ & + 0{,}0000047^s.\sin(34777{,}3^0.T + 230^0) \end{aligned} \quad (3.16)$$

dan

$$T = (JD - 2451545{,}0)/36525 \quad (3.17)$$

Sedangkan waktu TCB dan TDB terkait satu sama lainnya melalui hubungan matematis berikut:

$$TCB = TDB + L_B.(JD - 2443144{,}5)\ .\ 86400^s \quad (3.18)$$

dimana konstanta L_B mempunyai nilai:

$$L_B = L_C + L_G = 1{,}5505197487.\ 10^{-8} \quad (3.19)$$

3.4 SISTEM WAKTU ATOM

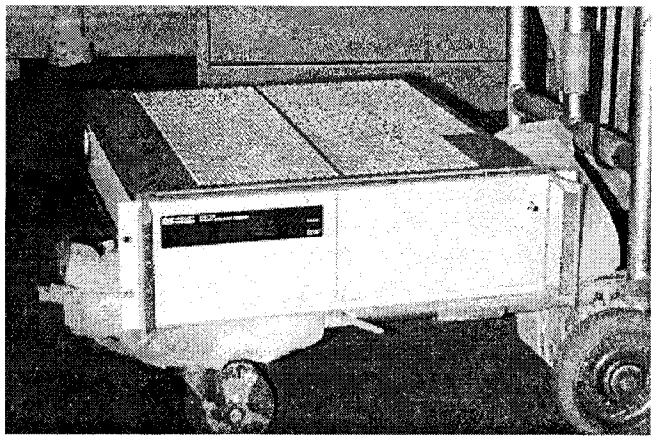
Waktu Atom (*Atomic Time*, AT) didasarkan pada osilasi elektromagnetik yang dihasilkan oleh transisi kuantum suatu atom. Unit waktu secara internasional pada sistem waktu atom adalah detik yang didefinisikan sebagai berikut : *"The second is the duration of 9192631770 periods of the radiation corresponding to the transition between the two hyperfine levels of the ground state of the Cesium-133 atom* [*ICWM*, 1967]». Atom lainnya selain Cesium, seperti Rubidium dan Hydrogen Maser, juga dapat digunakan untuk merealisasikan sistem waktu atom.

Waktu Atom Internasional (*International Atomic Time*, TAI) ditetapkan dan dijaga oleh BIPM di Paris. Meskipun secara resmi diberlakukan sejak Januari 1972, TAI sudah tersedia sejak Juli 1955 [*NIST*, 2000]. Sampai Nov. 1999 TAI ditentukan berdasarkan data dari sekitar 50 laboratorium yang mengoperasikan sekitar 200 jam (osilator) atom di seluruh dunia. TAI ditentukan dengan mengambil nilai rata-rata (dengan pembobotan) dari pembacaan seluruh jam yang terlibat.

Pada prinsipnya ada beberapa jenis jam (osilator) atom, seperti yang ditunjukkan pada Tabel 3.2 berikut. Contoh suatu jam atom Cesium yang digunakan oleh USNO (*United States Naval Observatory*), yaitu model HP5071A, ditunjukkan pada Gambar 3.9 berikut.

Tabel 3.2 Karakteristik dari beberapa jenis jam (osilator) atom; dari [*Leick, 1995*]

Tipe Osilator	Frekuensi Osilasi (Hz)	Stabilitas per hari (df/f)	Waktu untuk kehilangan 1 detik (tahun)
Kristal Quartz	5 000 000 (tipikal)	10.E-09	30
Rubidium	6 834 682 613	10.E-12	30 ribu
Cesium	9 192 631 770	10.E-13	300 ribu
Hydrogen Maser	1 420 405 751	10.E-15	30 juta

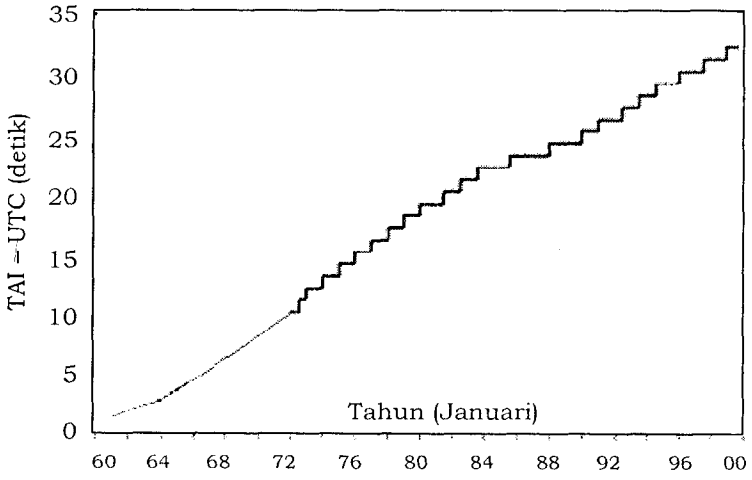


Gambar 3.9 Contoh suatu jam (osilator) atom [UCD, 2000]

3.4.1 UTC (*Universal Time Coordinated*)

UTC adalah skala waktu terkoordinasi yang dijaga oleh *the Bureau International des Poids et Mesures* (BIPM), dan diadopsi sejak tahun 1972. UTC didasarkan pada bacaan rata-rata dari sekitar 70 jam atom Cesium dan beberapa Hidrogen Maser dari seluruh dunia. Pada skala waktu ini detik yang digunakan adalah detik SI, yaitu detik atom yang didefinisikan oleh frekuensi resonansi dari atom Cesium.

UTC punya peran yang strategis karena ia adalah basis yang digunakan untuk desiminasi tanda waktu dan frekuensi standar saat ini di dunia. Jam UTC punya kecepatan yang sama dengan jam atom TAI, tetapi berbeda senilai bilangan integer detik (*leap seconds*). Dalam hal ini 'penunjukan' waktu UTC dibuat selalu dekat dengan penunjukan waktu astronomis UT1, yaitu dalam batas interval 0,9s. Seandainya perbedaan keduanya melebihi 0.9s, maka *leap second* akan ditambahkan atau dikurangkan ke UTC, bergantung pada kecepatan rotasi Bumi (sampai saat ini semua *leap second* adalah bilangan positif). Sejak tahun 1972, perbedaan antara International Atomic Time (TAI) dan UTC adalah bilangan integer dari detik, dimana sejak Januari 1999 nilainya adalah 32, seperti ditunjukkan pada Gambar 3.10. Sebelum tahun 1972, UTC diubah dalam step-step yang lebih kecil, dan juga kecepatannya diubah-ubah. Perlu dicatat di sini bahwa penambahan *leap second* tidak dilakukan dalam periode yang teratur, seperti yang ditunjukkan pada Tabel 3.3.



Gambar 3.10 Perbedaan UTC terhadap TAI [*Langley*, 1999]

Tabel 3.3. Leap Second sejak 1972 [*Montenbruck & Gill*, 2000].

Sejak	UTC-TAI	Sejak	UTC-TAI
1 Jan. 1972	- 10 detik	1 Juli 1983	- 22 detik
1 Juli 1972	- 11 detik	1 Juli 1985	- 23 detik
1 Jan. 1973	- 12 detik	1 Jan. 1988	- 24 detik
1 Jan. 1974	- 13 detik	1 Jan. 1990	- 25 detik
1 Jan. 1975	- 14 detik	1 Jan. 1991	- 26 detik
1 Jan. 1976	- 15 detik	1 Juli 1992	- 27 detik
1 Jan. 1977	- 16 detik	1 Juli 1993	- 28 detik
1 Jan. 1978	- 17 detik	1 Juli 1994	- 29 detik
1 Jan. 1979	- 18 detik	1 Jan. 1996	- 30 detik
1 Jan. 1980	- 19 detik	1 Juli 1997	- 31 detik
1 Juli 1981	- 20 detik	1 Jan. 1999	- 32 detik
1 Juli 1982	- 21 detik		

3.4.2 Hubungan Sistem Waktu Atom dengan Sistem Waktu Lainnya

Pada prinsipnya sistem waktu atom secara kuantitatif terhubung dengan sistem-sistem waktu lainnya. Sebagai contoh, dengan *Waktu Dinamik*, Waktu Atom terikat melalui hubungan:

$$TAI = TDT - 32{,}184^{s} \text{ (offset konstan)} \qquad (3.20)$$

dimana TDT adalah *Terrestrial Time Dynamic*.

Dengan *Waktu Bintang* ataupun *Waktu Matahari*, Waktu Atom berhubungan melalui UT1, yaitu dengan formulasi berikut:

$$TAI = UTC + 1.00^{s} \cdot n \qquad (3.21)$$

$$| UT1 - UTC | < 0{,}90^{s} \qquad (3.22)$$

dimana UTC adalah *Universal Time Coordinated*, dan n adalah *leap second* yang merupakan bilangan integer yang ditetapkan oleh IERS. Sebagai contoh pada Juni 1996, n=30. Kalau |UT1 - UTC|> 0,9" maka 1 detik tambahan (*leap second*) akan ditambahkan ke waktu UTC. Perlu dicatat di sini bahwa perbedaan waktu pendekatan antara UT1 dan UTC, yang dinyatakan dalam satuan 0,1 detik yang terdekat, dinamakan juga DUT1.

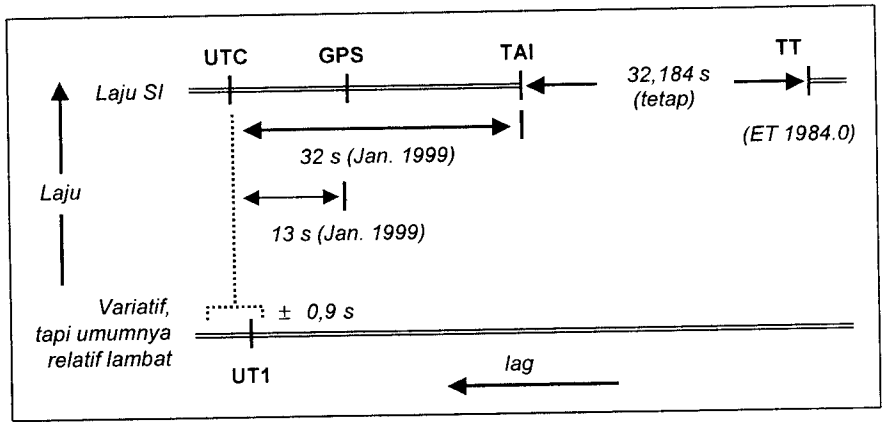
Dengan waktu GPS, yaitu sistem waktu yang digunakan oleh sistem satelit navigasi GPS (*Global Positioning System*), Waktu Atom terhubung melalui formulasi berikut:

$$TAI = \text{Waktu GPS} + 19.000^{s} \text{ (offset konstan)} \qquad (3.23)$$

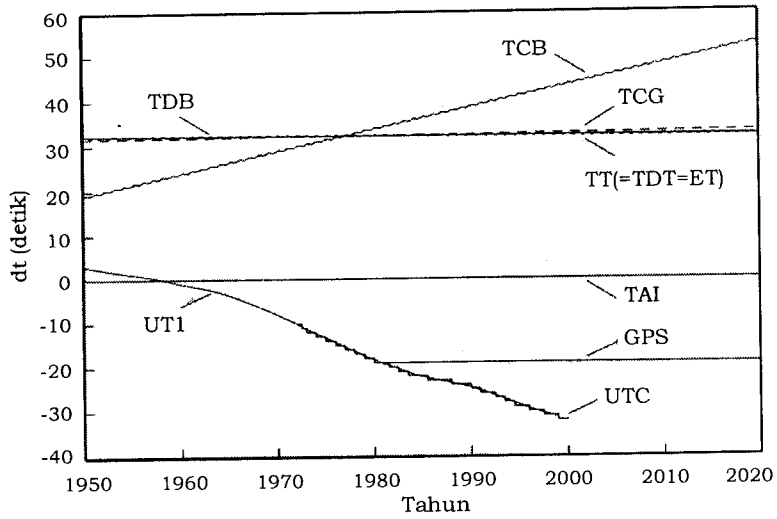
Berdasarkan persamaan (3.21) dan (3.23) di atas, maka hubungan antara UTC dan waktu GPS juga dapat diformulasikan, yaitu sebagai berikut:

$$\text{Waktu GPS} = \text{UTC} + 1.00^{s} \cdot n - 19.000^{s} \qquad (3.24)$$

Dari hubungan-hubungan juga terlihat bahwa UTC dan waktu GPS pada prinsipnya adalah sistem-sistem waktu atom. Hubungan antara sistem waktu atom dengan sistem-sistem waktu lainnya di atas ditunjukkan pada Gambar 3.11 dan 3.12 berikut.



Gambar 3.11 Hubungan antara sistem waktu atom dengan sistem waktu lainnya [*Langley*, 1999]



Gambar 3.12 Hubungan antara sistem waktu atom dengan sistem waktu dinamik; dari [*Seidelmann & Fukushima*, 1992]

3.5 PENANGGALAN JULIAN (*JULIAN DATE*)

Dalam bidang Geodesi Satelit, sistem *Penanggalan Julian* (*Julian Date*, JD) juga banyak digunakan. Sistem waktu dengan unit hari ini, dihitung mulai 1 Januari 4713 SM. Suatu hari Julian dimulai jam 12:00 UT (tengah hari).

Untuk menghemat digit dan menempatkan awal hari di tengah malam sebagaimana sistem waktu sipil, diperkenalkan sistem penanggalan yang merupakan modifikasi dari penanggalan Julian, yang dinamakan *Modified Julian Date* (MJD). MJD diturunkan dari JD dengan formulasi berikut:

$$\text{MJD} = \text{JD} - 2400000{,}5 \qquad (3.25)$$

Perlu dicatat di sini bahwa salah satu keunggulan dari sistem JD ini adalah suatu epok (tahun, bulan, tanggal, jam, menit,detik) dapat direpresentasikan hanya dengan satu bilangan. Ini sangat efektif untuk perhitungan-perhitungan yang menggunakan program komputer. Dalam hal ini sebagai contoh:

- 6 Januari 1980 jam 00:00 UT (epok standar GPS)
  —> JD = 2444244,5
- 1 Januari 2000 jam 12:00 UT (epok standar, e.g CIS)
  —> JD = 2451545,0

3.5.1 Transformasi Waktu Sipil ke Waktu Julian

Waktu dalam penanggalan sipil dapat ditransformasikan ke Waktu Julian dengan menggunakan algoritma tertentu. Seandainya dalam waktu Sipil, tahun dinyatakan dengan bilangan bulat Y, bulan dinyatakan dengan bilangan bulat M. hari dinyatakan dengan bilangan bulat D, dan jam dinyatakan dengan bilangan pecahan UT, maka waktu tersebut dalam penanggalan Julian dihitung dengan menggunakan formulasi berikut, yang menurut [*Hoffmann-Wellenhof et al.*, 1992] berlaku untuk epok antara Maret 1900 sampai Februari 2100:

$$\text{JD} = \text{INT}\,[365{,}25\ y] + \text{INT}\,[30{,}6001\ (m+1)] + D + \text{UT}/24 + 1720981{,}5 \qquad (3.26)$$

Pada rumus di atas:

$$\begin{aligned} &\text{INT}(.) = \text{bilangan bulat dari bilangan pecahan } (.) \\ &y = Y - 1 \text{ dan } m = M + 12, \quad \text{bila } M \le 2 \text{ , dan} \\ &y = Y \quad \text{dan } m = M, \quad \text{bila } M > 2 \end{aligned} \qquad (3.27)$$

Dalam hal pemanfaatan sistem satelit navigasi GPS, maka minggu GPS yang umum dinyatakan dengan parameter WEEK dapat dihitung dari waktu Julian JD dengan formulasi berikut:

$$WEEK = INT\,[(JD - 2444244{,}5)/7] \tag{3.28}$$

3.5.2 Transformasi Waktu Julian ke Sipil

Waktu Julian juga dapat ditransformasikan ke waktu dalam penanggalan sipil. Seandainya waktu Julian JD diketahui, maka parameter-parameter waktu dalam penanggalan Sipil, yaitu bilangan bulat tahun (Y), bilangan bulat bulan (M), dan bilangan pecahan hari (D), dapat dihitung dengan algoritma berikut ini [*Hoffmann-Wellenhof et al.*, 1992]:

$$\begin{aligned} D &= b - d - INT[30{,}6001.e] + FRAC[JD+0{,}5] \\ M &= e - 1 - 12.INT[e/14] \\ Y &= c - 4715 - INT[(7 + M)/10] \end{aligned} \tag{3.29}$$

Pada rumus-rumus di atas:

$$\begin{aligned} a &= INT[JD + 0{,}5] \\ b &= a + 1537 \\ c &= INT[(b - 122{,}1)/365{,}25] \\ d &= INT[365{,}25 \,.\, c] \\ e &= INT[(b-d)/30{,}6001], \text{ dan} \\ FRAC[.] &= \text{nilai pecahan dari bilangan pecahan (.)} \end{aligned} \tag{3.30}$$

Perlu juga dicatat di sini bahwa nama hari dalam suatu minggu dapat ditentukan dari waktu Julian (JD)-nya, melalui parameter N yang dihitung dengan rumus berikut:

$$N = \text{modulo}\ \{\, INT[JD + 0{,}5] \,.\, 7\,\} \tag{3.31}$$

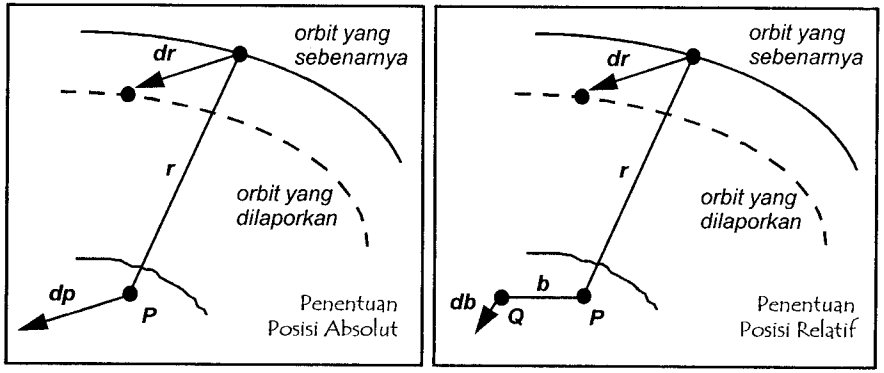
Dalam hal ini, N = 0 menunjukkan hari Senin, N = 1 hari Selasa, N = 2 hari Rabu, N = 3 hari Kamis, N = 4 hari Jum'at, N = 5 hari Sabtu, dan N = 6 hari Minggu.

Bab 4
SISTEM ORBIT

Dalam bidang geodesi satelit, informasi tentang orbit satelit akan berguna untuk beberapa hal seperti:

- Untuk menghitung koordinat satelit yang nantinya diperlukan sebagai koordinat titik tetap dalam perhitungan koordinat titik-titik lainnya di atau dekat permukaan bumi beserta parameter-parameter turunannya, seperti kecepatan dan percepatan.
- Untuk merencanakan pengamatan satelit, yaitu perencanaan waktu dan lama pengamatan yang optimal.
- Untuk membantu mempercepat alat pengamat (*receiver*) sinyal satelit dalam "menemukan" satelit yang bersangkutan.
- Untuk memilih, kalau diperlukan, satelit-satelit yang secara geometrik "lebih baik" untuk digunakan.

Pada penentuan posisi dengan satelit, efek dari kesalahan orbit satelit akan mempengaruhi tidak hanya penentuan posisi absolut, tetapi juga penentuan posisi relatif, seperti yang diilustrasikan pada Gambar 4.1 berikut.



Gambar 4.1 Efek kesalahan orbit pada penentuan posisi

Metode-metode pengamatan geodesi satelit pada prinsipnya melakukan pengamatan dan pengukuran ke dan dari satelit-satelit yang mengelilingi Bumi atau benda langit lainnya, baik itu satelit buatan, satelit alam seperti Bulan, maupun benda langit lainnya

seperti kuasar. Untuk itu, seperti yang sudah dijelaskan di atas, diperlukan informasi tentang posisi dari obyek-obyek tersebut dari waktu ke waktu. Dalam konteks satelit, posisinya biasanya dipresentasikan dalam bentuk informasi orbit. Penentuan orbit suatu satelit menuntut adanya pemahaman terhadap karakteristik pergerakan dari satelit yang bersangkutan.

4.1 PERGERAKAN SATELIT MENGELILINGI BUMI

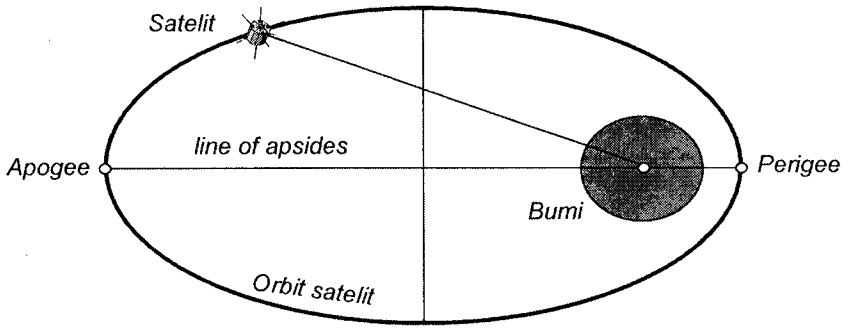
Pergerakan satelit mengelilingi Bumi dapat dijelaskan secara umum menggunakan hukum-hukum Kepler. Johannes Kepler (1571 - 1630) memformulasikan tiga hukumnya tentang pergerakan planet dalam mengelilingi matahari secara empiris dari data-data pengamatan yang dikumpulkan oleh Tycho Brahe (1546 - 1601) seorang astronom Denmark. Meskipun Kepler pertama kali mengeluarkan hukum-hukumnya untuk menjelaskan pergerakan planet-planet, hukum-hukum tersebut berlaku umum, juga untuk menggambarkan pergerakan satelit mengelilingi bumi. Perlu ditekankan di sini bahwa dalam perspektif sejarah hukum-hukum Kepler ini merupakan terobosan besar dalam mendukung hipotesa heliosentris dari Copernicus.

Pergerakan satelit dalam mengelilingi bumi secara umum mengikuti Hukum Keppler (pergerakan Keplerian) yang didasarkan pada beberapa asumsi, yaitu sebagai berikut ini :

- Pergerakan satelit hanya dipengaruhi oleh medan gaya berat sentral bumi.
- Satelit bergerak dalam bidang orbit yang tetap dalam ruang.
- Massa satelit tidak berarti dibandingkan massa bumi.
- Satelit bergerak dalam ruang hampa; dengan kata lain tidak ada efek dari *atmospheric drag.*
- Tidak ada matahari, bulan, ataupun benda-benda langit lainnya yang mempengaruhi pergerakan satelit; dengan kata lain tidak ada pengaruh gaya berat dari benda-benda langit tersebut, dan tidak ada efek dari *solar radiation pressure.*

4.1.1 Hukum Kepler I

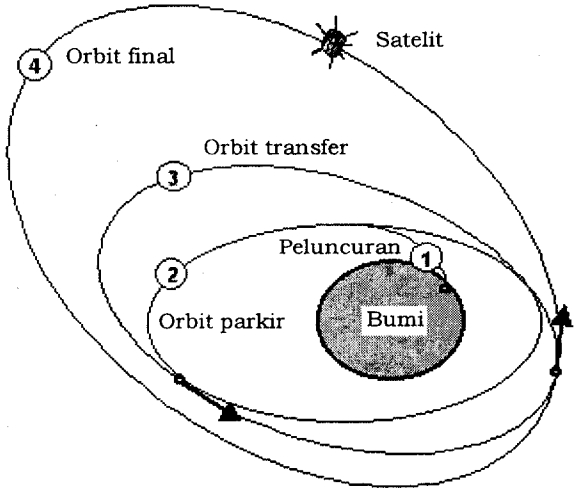
Hukum Kepler I yang dinyatakan pada tahun 1609 berbunyi: "*Orbit suatu planet adalah ellips dengan matahari berada pada salah satu fokusnya.*" Dalam konteks pergerakan satelit mengelilingi Bumi, maka menurut hukum Kepler I, orbit satelit yang bersangkutan akan berbentuk ellips dengan pusat Bumi (*geocenter*) merupakan salah satu titik fokusnya, seperti yang diilustrasikan pada Gambar 4.2 berikut. Pada Gambar ini juga terlihat bahwa titik terdekat antara satelit dengan permukaan Bumi dinamakan titik *perigee*, dan yang terjauh dinamakan *apogee*. Garis yang menghubungkan kedua titik ini dan juga melalui pusat Bumi dinamakan *line of apsides.*



Gambar 4.2 Orbit satelit mengelilingi Bumi

Ada beberapa implikasi praktis dari Hukum Kepler I dalam kasus satelit buatan yang mengelilingi Bumi, yaitu:

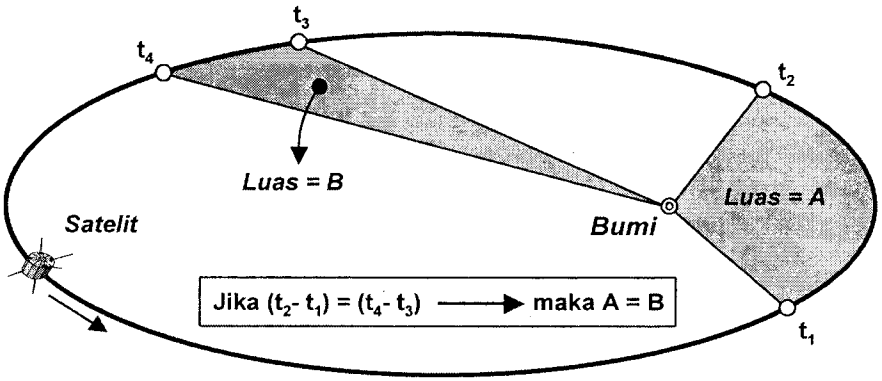
- Lintang dari tempat peluncuran satelit sama dengan inklinasi (sudut antara bidang orbit dengan bidang ekuator Bumi) minimum dari bidang orbit satelit.
- Untuk mendapatkan satelit orbit yang inklinasinya lebih rendah dari lintang tempat peluncuran diperlukan orbit parkir (lihat Gambar 4.3) dengan tahap peluncuran kedua dilakukan di angkasa pada saat melintasi ekuator yang notabene prosesnya kompleks dan mahal.



Gambar 4.3 Proses penempatan satelit pada orbit finalnya;umum dinamakan Hoffmann Transfer [*Wells et al.*, 1986]

4.1.2 Hukum Kepler II

Hukum Kepler II yang dinyatakan pada tahun 1609 berbunyi: "*Garis dari matahari ke setiap planet menyapu luas yang sama dalam waktu yang sama.*" Secara geometris, penjelasan Hukum Kepler II untuk satelit yang mengelilingi Bumi, ditunjukkan pada Gambar 4.4 berikut.



Gambar 4.4 Ilustrasi Geometris Hukum Kepler II

Ada beberapa implikasi praktis dari Hukum Kepler II dalam kasus satelit buatan yang mengelilingi Bumi, yaitu [***Wells et al.*, 1986**]:

- Kecepatan satelit dalam orbitnya tidak konstan, dimana kecepatan minimumnya adalah di apogee dan maksimumnya di perigee.
- Karena kecepatan di perigee adalah maksimum dan juga densitas atmosfernya relatif yang terbesar, karena terdekat dengan permukaan bumi, maka tinggi awal perigee akan menentukan umur satelit; dan dalam hal ini semakin tinggi perigee, secara teoretis akan semakin panjang umur satelit, dan sebaliknya.
- Karena kecepatan di perigee adalah maksimum, maka rencanakan orbit satelit pemantau (penyelidik) dengan perigee di atas daerah target.
- Karena kecepatan di apogee adalah minimum, maka rencanakan orbit satelit telekomunikasi dengan apogee di atas daerah target.

4.1.3 Hukum Kepler III

Hukum Kepler III yang dinyatakan pada tahun 1619 berbunyi: "*Untuk setiap planet, pangkat tiga dari sumbu panjang orbitnya adalah proporsional dengan kuadrat dari periode revolusinya.*" Dengan kata lain untuk setiap planet yang mengelilingi matahari, atau satelit yang mengelilingi Bumi akan berlaku hubungan berikut:

Secara matematis, berdasarkan hukum Newton, untuk satelit yang mengelilingi Bumi, hukum Kepler III ini dapat diformulasikan sebagai:

$$\frac{(\text{Periode orbit})^2}{(\text{Sumbu panjang orbit})^3} = \text{konstan} \qquad [4.1]$$

Secara matematis, berdasarkan hukum Newton, untuk satelit yang mengelilingi Bumi, hukum Kepler III ini dapat diformulasikan sebagai:

$$\frac{T^2}{a^3} = \frac{4\pi^2}{GM} \qquad (4.2)$$

dimana : T = periode orbit satelit,
a = sumbu panjang orbit,
G = konstanta gravitasi universal, dan
M = massa bumi.

Validitas Hukum Kepler III untuk kasus planet mengelilingi matahari serta satelit mengelilingi Bumi, masing-masing ditunjukkan pada Tabel 4.1, Gambar 4.5 dan 4.6 berikut.

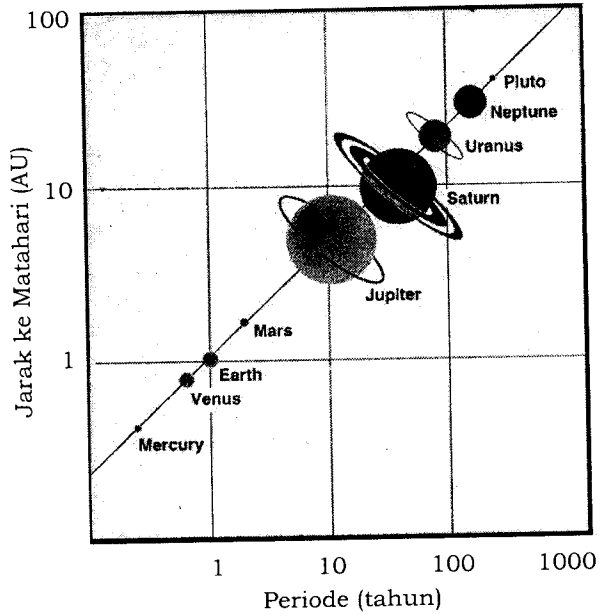
Tabel 4.1 Bukti validitas Hukum Kepler III untuk kasus planet mengelilingi matahari

Planet	**T**	**a**	**T^2**	**a^3**	**T^2/a^3**
Merkurius	0,24	0,39	0,06	0,06	0,97
Venus	0,62	0,72	0,39	0,37	1,03
Bumi	1,00	1,00	1,00	1,00	1,00
Mars	1,88	1,52	3,53	3,51	1,01
Jupiter	11,9	5,20	142	141	1,01
Saturnus	29,5	9,54	870	868	1,00
Sumbu *panjang orbit a* **dinyatakan dalam AU** (*Astronomical Unit* = sumbu panjang orbit Bumi) dan periode orbit T **dinyatakan dalam tahun.**					

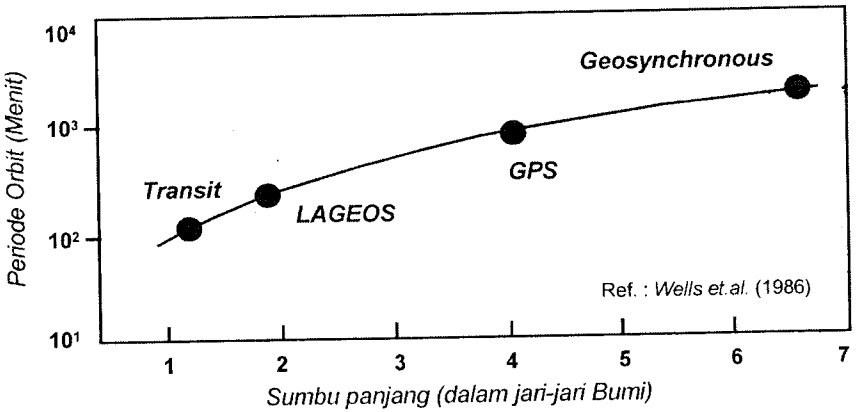
Ada beberapa implikasi praktis dari Hukum Kepler III dalam kasus satelit buatan yang mengelilingi Bumi, yaitu:

- Dua satelit dengan sumbu-sumbu panjang orbitnya sama panjang, akan mempunyai periode orbit yang sama, tidak

bergantung pada eksentritas orbitnya, seperti yang diilustrasikan pada Gambar 4.7.

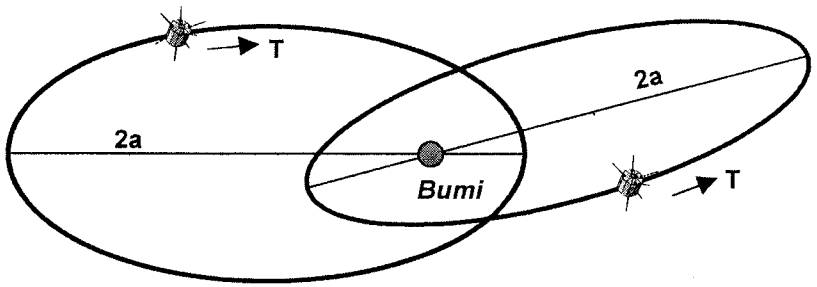


Gambar 4.5 Bukti validitas Hukum Kepler III untuk kasus planet mengelilingi matahari; dari ***Skinner et al.*** **(1999)**

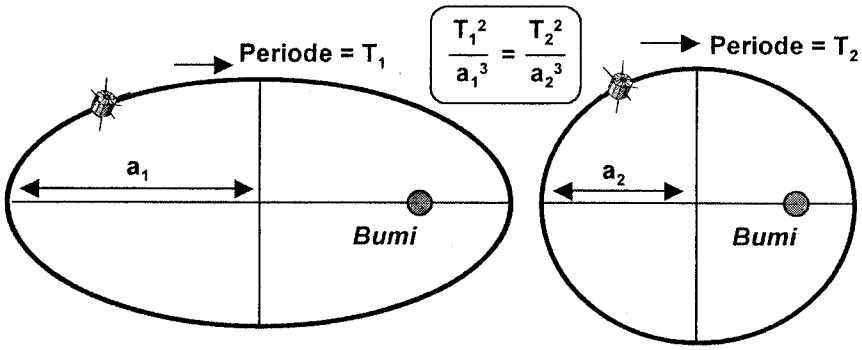


Gambar 4.6 Bukti validitas Hukum Kepler III untuk kasus satelit mengelilingi Bumi; dari ***Wells et al.*** **(1986)**

- Dua satelit dengan sumbu-sumbu panjang orbitnya tidak sama panjang, akan mempunyai periode orbit yang tidak sama, tidak bergantung pada parameter orbit lainnya, seperti yang diilustrasikan pada Gambar 4.8.



Gambar 4.7 Dua orbit dengan sumbu panjang yang sama



Gambar 4.8 Dua orbit dengan sumbu panjang yang tidak sama

4.1.4 Hukum-hukum Newton

Disamping hukum-hukum Kepler, hukum-hukum Newton juga sangat bermanfaat dalam memahami pergerakan satelit dalam orbitnya. Hukum-hukum Newton tersebut adalah:

- **Hukum I** : Tiap benda akan tetap berada dalam keadaan diam atau gerak lurus teratur, kecuali bilâ dipaksa mengubah keadaan itu oleh gaya-gaya luar yang bekerja padanya ——> Hukum Inersia.
- **Hukum II** : Laju perubahan momentum dari suatu obyek adalah sebanding dengan gaya yang diberikan dan dalam arah yang sama dengan gaya tersebut, dapat diformulasikan sebagai berikut:

$$F = m.\ a \qquad (4.3)$$

dimana F adalah vektor gaya yang bekerja pada benda, a adalah vektor percepatan yang dialami benda, dan m adalah massa benda yang bersangkutan.

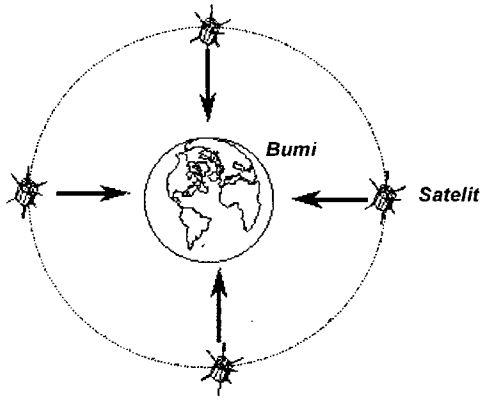
- **Hukum III**: Untuk setiap aksi selalu ada reaksi balik yang besarnya sama.
- **Hukum Gravitasi Newton**: Setiap partikel massa di alam semesta akan menarik partikel massa lainnya dengan gaya yang sebanding dengan perkalian massa partikel-partikel tersebut (m_1 dan m_2), dan berbanding terbalik dengan kuadrat jarak antara keduanya (r), seperti yang diformulasikan berikut ini:

$$F = G \frac{m_1 . m_2}{r^2} \qquad (4.4)$$

dimana G adalah konstanta gravitasi universal yang mempunyai nilai [Montenbruck & Gill, 2000]:

$$G = (6{,}67259 \pm 0{,}00085) \; . \; 10^{-11} \; m^3 kg^{-1} s^{-2}.$$

Dalam konteks pergerakan satelit mengelilingi Bumi, maka berdasarkan hukum gravitasi Newton, akan terjadi tarik menarik tidak hanya antara satelit dengan Bumi seperti yang ditunjukkan pada Gambar 4.9, tetapi juga antara satelit dengan benda-benda langit lainnya seperti Bulan dan Matahari, serta planet-planet lain.



Gambar 4.9 Tarik menarik antara Bumi dan Satelit

Dalam konteks tarik menarik antara Bumi dan satelit, berdasarkan persamaan (4.3), dan (4.4) di atas, maka vektor percepatan satelit (**a**) akibat adanya gaya tarik Bumi dapat dirumuskan sebagai berikut:

$$\mathbf{a} = \frac{GM}{r^3} \mathbf{r} \qquad (4.5)$$

dimana M adalah massa Bumi, **r** adalah vektor posisi geosentrik satelit, dan GM adalah koefisien gravitasi yang mempunyai nilai:

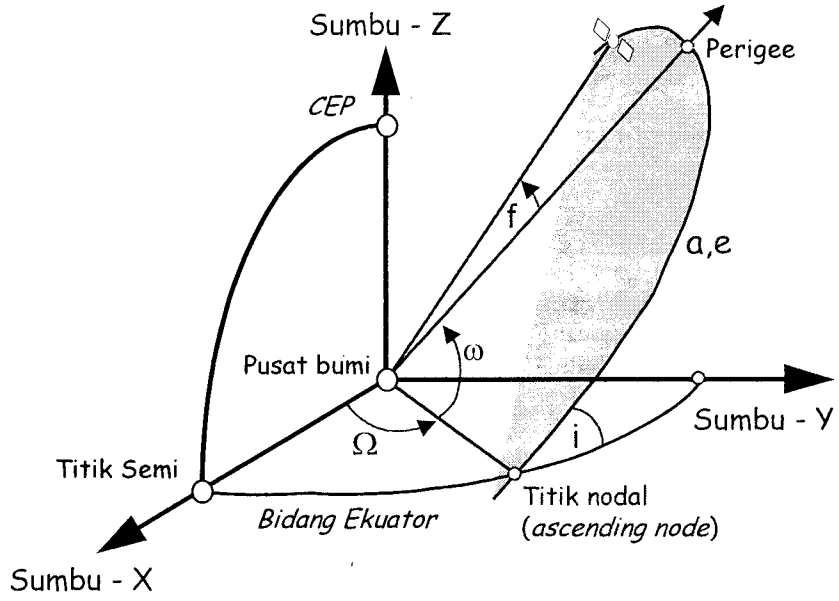
$$GM = (398600{,}4405 \pm 0{,}001) \; km^3 \; s^{-2}$$

Sebagai catatan, nilai GM di atas ditentukan dari analisa data pengamatan sistem SLR [*Ries et al.*, 1989].

4.2 ELEMEN KEPLERIAN DARI ORBIT SATELIT

Ukuran, bentuk, dan orientasi orbit suatu satelit yang mengelilingi Bumi, serta lokasi dari satelit dalam orbit tersebut biasanya dikarakterisasi dengan enam (6) elemen yang umum dinamakan ***elemen Keplerian***. Elemen-elemen tersebut yang secara geometris ditunjukkan pada Gambar 4.10 adalah:

- Ω = asensio rekta dari titik nodal (*ascending node*).
  = sudut geosentrik pada bidang ekuator antara arah ke titik semi dan arah ke titik nodal.
- i = inklinasi orbit
  = sudut antarbidang orbit satelit dan bidang ekuator
- ω = *argument of perigee*
  = sudut geosentrik padabidang orbit antara arah ke titik nodal dan arah ke perigee.
- a = sumbu panjang dari orbit satelit
- e = eksentrisitas dari orbit satelit
- f = anomali sejati = sudut geosentrik pada bidang orbit antara arah ke perigee dan arah ke satelit.

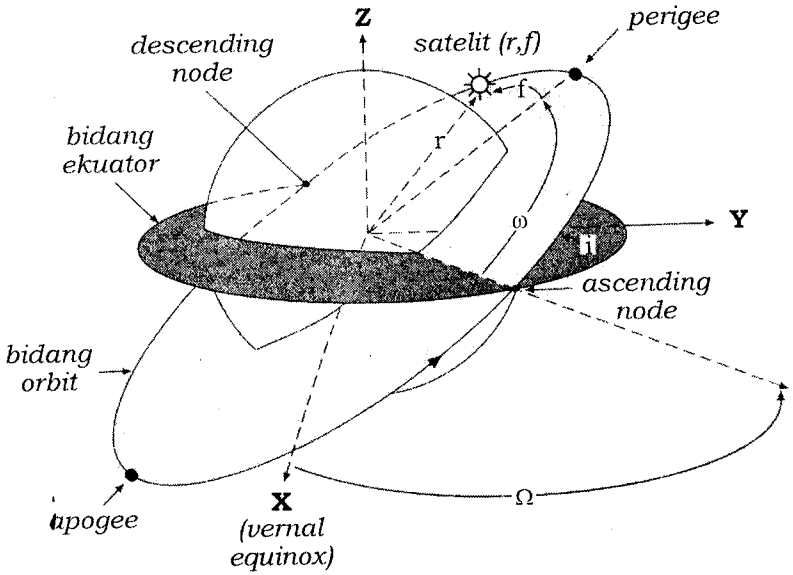


Gambar 4.10 Elemen Keplerian dari orbit satelit

Kalau kita perhatikan geometri satelit dalam ruang yang diilustrasikan pada Gambar 4.10 berikut, maka terlihat bahwa masing-masing elemen Keplerian di atas punya peran masing-masing, yaitu sebagai berikut:

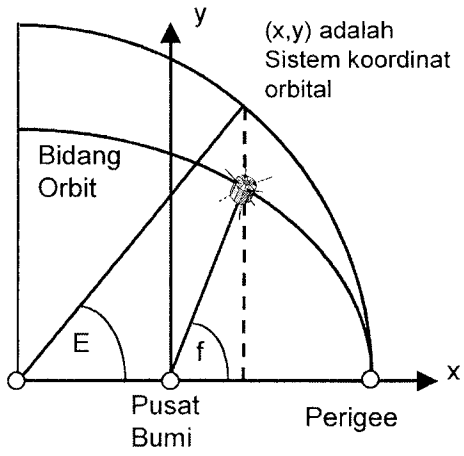
- elemen Ω dan i mendefinisikan ***orientasi bidang orbit*** dalam ruang,
- elemen ω mendefinisikan ***lokasi perigee*** dalam bidang orbit,
- elemen a dan e mendefinisikan ***ukuran dan bentuk bidang orbit,*** dan
- elemen f mendefinisikan ***posisi satelit*** dalam bidang orbit.

Dari enam (6) elemen orbit Keplerian di atas, lima (5) elemen yaitu Ω, i, ω, a dan e, nilainya diasumsikan konstan terhadap waktu. Hanya satu elemen yaitu f yang diasumsikan berubah dengan waktu. Perlu juga dicatat bahwa epok saat satelit melintasi perigee kadang digunakan sebagai pengganti elemen anomali f.



Gambar 4.11 Geometri orbit satelit dalam ruang; diadaptasi dari [*Seeber*, 1993]

Berkaitan dengan elemen anomali, ada tiga (3) jenis anomali dalam konteks orbit Keplerian seperti yang ditunjukkan pada Gambar 4.11, yaitu: *anomali sejati* (f), *anomali menengah* (M), dan *anomali eksentrik* (E).



Gambar 4.11 Elemen Anomali

Perlu dicatat di sini bahwa anomali menengah M adalah anomali yang didefinisikan secara matematis, yaitu M = 0° di perigee dan kemudian membesar secara uniform dengan kecepatan 360° per periode.

Ketiga anomali di atas, pada suatu epok tertentu t, secara matematis terhubung dengan rumus berikut [*Bate et al.*, 1971]:

$$M(t) = n.(t - t_p)$$
$$E(t) = M(t) + e.\sin E(t) \qquad (4.6)$$
$$f(t) = 2.\arctan\{\sqrt{[(1+e)/(1-e)]}\ .\ \tan [E(t)/2]\}$$

dimana n adalah *mean motion* dan t_p adalah waktu satelit melintasi titik perigee.

Anomali sejati dan anomali eksentrik dapat dinyatakan sebagai fungsi dari anomali menengah sebagai berikut:

$$f = M + 2e.\sin M + (5/4).e^2.\sin 2M + (1/12).e^3.(13.\sin 3M - 3.\sin M) + \ldots\ldots \qquad (4.7)$$

$$E = M + e.\sin M + (1/2).\ e^2.\sin 2M + (1/8).e^3.(3.\sin 3M - \sin M) + \ldots \qquad (4.8)$$

Dengan menggunakan kedua persamaan di atas dan persamaan 4.6 sebelumnya, f dan E dapat dihitung dari M secara iteratif.

Akhirnya perlu ditekankan di sini bahwa pergerakan satelit yang sebenarnya dalam orbitnya yang mengelilingi Bumi umumnya tidak akan mengikuti sepenuhnya pergerakan Keplerian. Satelit umumnya akan mengalami perturbasi (gangguan-gangguan) dari kondisi idealnya yang direpresentasikan dengan elemen orbit Keplerian.

Oleh sebab itu parameter orbit satelit yang sebenarnya tidak hanya diberikan elemen-elemen Kepleriannya, tetapi juga elemen-elemen perturbasinya. Contohnya adalah parameter orbit satelit navigasi GPS yang diberikan pada Tabel 4.2. dan secara geometris diilustrasikan pada Gambar 4.12

(*Broadcast Ephemeris*) GPS

Parameter Waktu

- t_{oe} Waktu referensi parameter ephemeris (dalam det)
- t_{oc} Waktu referensi parameter jam (dalam det)
- a_0, a_1, a_2 Koefisien polinomial untuk koreksi kesalahan jam satelit, dalam unit det, det/det, dan det/det^2.
- IOD *Issue of Data*

Parameter Orbit Satelit (Keplerian)

- $\sqrt{a}$ Akar dari sumbu panjang ellipsoid ($m^{1/2}$)
- e Eksentrisitas
- i_o Inklinasi pada waktu t_{oe} (dalam setengah lingkaran)
- Ω_o Bujur dari titik naik (*ascending node*) pada waktu t_{oe} (dalam setengah lingkaran)
- ω Argumen perigee (dalam setengah lingkaran)
- M_o Anomali menengah pada waktu t_{oe} (dalam setengah lingkaran)

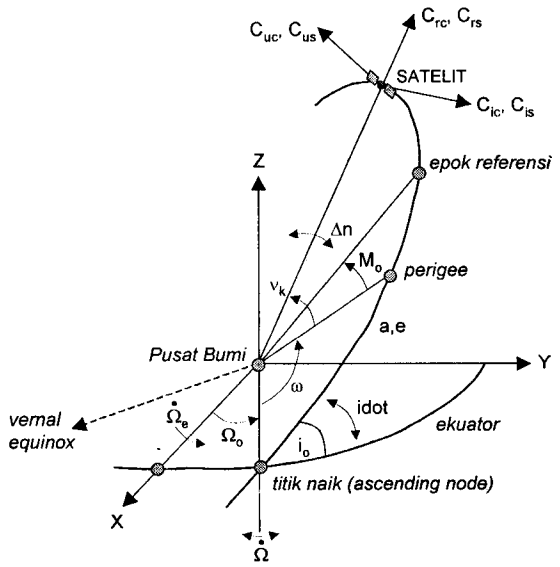
Parameter Perturbasi Orbit

- Δ_n Perbedaan nilai *mean motion* dari nilai hitungannya (dalam setengah lingkaran)
- $\dot{\Omega}$ Kecepatan perubahan dari asensio rekta (dalam setengah lingkaran per detik)
- idot Kecepatan perubahan dari inklinasi (dalam setengah lingkaran per detik)
- C_{us} dan C_{uc} Amplitudo dari suku-suku koreksi harmonik sinus dan cosinus untuk argumen lintang (dalam rad)
- C_{is} dan C_{ic} Amplitudo dari suku-suku koreksi harmonik sinus dan cosinus untuk sudut inklinasi (dalam rad)
- C_{rs} dan C_{rc} Amplitudo dari suku-suku koreksi harmonik sinus dan cosinus untuk radius orbit (dalam m)

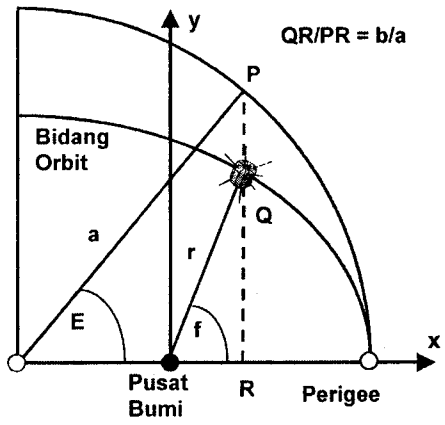
4.3 SISTEM KOORDINAT ORBITAL

Posisi satelit dalam orbitnya kerap dinyatakan dalam sistem koordinat orbital. Sistem koordinat ini adalah sistem koordinat kartesian dua dimensi, yang titik nolnya berada di pusat bumi,

sumbu-sumbunya (x dan y) terletak dalam bidang orbit, sumbu x-nya mengarah ke titik perigee, dan sumbu y nya tegak lurus dengan sumbu x, seperti yang ditunjukkan pada Gambar 4.13 berikut.



Gambar 4.12 Visualisasi geometrik dari parameter orbit GPS



Gambar 4.13 Sistem Koordinat Orbital

Dalam sistem koordinat orbital, dengan mengacu pada Gambar 4.13 terlihat bahwa vektor posisi geosentrik satelit $\mathbf{r}$ (x,y) dapat dirumuskan sebagai berikut:

$$\begin{aligned} x &= r.\cos f = a.(\cos E - e) \\ y &= r.\sin f = b.\sin E \\ &= a.(1-e^2)^{1/2}.\sin E \end{aligned} \qquad (4.9)$$

dimana panjang vektor **r** dapat diformulasikan sebagai:

$$r = a.(1 - e.\cos E) = \frac{a.(1-e^2)}{(1+e.\cos f)} \qquad (4.10)$$

Koordinat satelit dalam sistem orbital ini **r**(x,y,0) selanjutnya dapat ditransformasikan ke sistem koordinat CIS : $\mathbf{X}(X_I,Y_I,Z_I)$ dengan menggunakan hubungan berikut:

$$\mathbf{X} = R_3(-\Omega) \,.\, R_1(-i) \,.\, R_3(-\omega) \,.\, \mathbf{r} \qquad (4.11)$$

dimana R_1 dan R_3 adalah matriks rotasi mengelilingi sumbu X dan sumbu Z yang telah diformulasikan pada persamaan 2.16.

Akhirnya perlu juga dicatat di sini bahwa laju satelit dalam orbitnya (v), secara nominal dapat dihitung dengan formulasi berikut [*Bate et al.*, 1971]:

$$v^2 = GM \{ (2/r) - (1/a) \} \qquad (4.12)$$

dimana r adalah jarak satelit dari pusat Bumi seperti yang dirumuskan pada pers. (4.9), a adalah sumbu panjang orbit, dan GM adalah koefisien gravitasi geosentrik yang nilainya sekitar 398600,5 km^3s^{-2} .

Kecepatan satelit akan maksimum di titik perigee dan minimum di titik apogee. Berdasarkan persamaan (4.10) dan (4.12), kecepatan di titik perigee (v_{per}) dan di titik apogee (v_{apo}) ini dapat diformulasikan sebagai berikut:

$$v_{per} = \sqrt{\frac{GM}{a}} \cdot \sqrt{\frac{1+e}{1-e}} \qquad (4.13)$$

$$v_{apo} = \sqrt{\frac{GM}{a}} \cdot \sqrt{\frac{1-e}{1+e}} \qquad (4.14)$$

Sedangkan periode orbit, yaitu waktu yang diperlukan oleh anomali menengah untuk berubah sebesar 360°, dapat dirumuskan sebagai:

$$T = \frac{2\pi}{n} = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{GM}} \qquad (4.15)$$

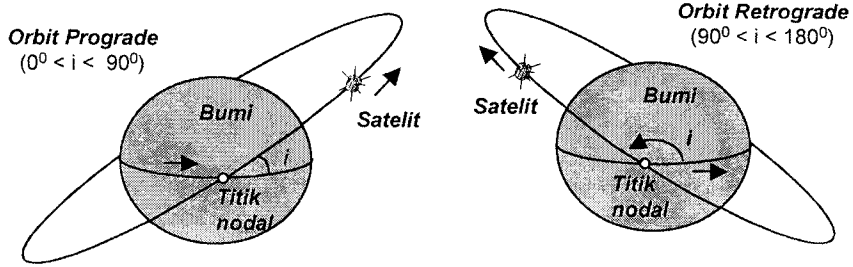
dimana n adalah *mean motion.*

4.4 JENIS-JENIS ORBIT SATELIT

Berdasarkan pada karakteristik geometri orbit serta pergerakan satelit di dalamnya, dikenal beberapa jenis orbit. Berikut ini hanya akan dibahas jenis-jenis orbit satelit yang relevan dengan bidang Geodesi Satelit.

4.4.1 Orbit Prograde dan Retrograde

Orbit prograde adalah orbit yang inklinasi orbitnya (i) lebih kecil dari 90°, yaitu: $0^0 < i < 90^0$, dan *orbit retrograde* adalah orbit yang inklinasinya memenuhi hubungan : $90^0 < i < 180^0$. Secara geometris kedua jenis orbit ini ditunjukkan pada Gambar 4.14 berikut.



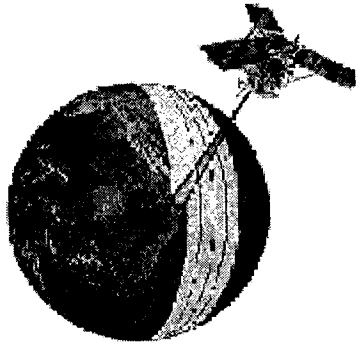
Gambar 4.14 Orbit prograde dan retrograde

Pada Gambar 4.14 terlihat bahwa pada orbit prograde, arah pergerakan satelit adalah searah dengan arah rotasi Bumi. Arah rotasi Bumi sendiri kalau dilihat dari atas Kutub Utara adalah berlawanan arah jarum jam. Pada orbit retrograde, arah pergerakan satelit tampak berlawanan dengan arah rotasi Bumi. Perlu dicatat di sini bahwa orbit yang inklinasinya 0° atau 180° dinamakan ***orbit ekuatorial,*** dan yang inklinasinya i = 90° dinamakan ***orbit polar.***

4.4.2 Orbit Polar

Satelit berorbit polar mempunyai inklinasi 90°. Satelit berorbit polar sangat bermanfaat untuk mengamati permukaan bumi. Karena satelit mengorbit dalam arah Utara-Selatan dan bumi berputar dalam arah Timur-Barat, maka satelit berorbit polar akhirnya akan dapat 'menyapu' seluruh permukaan bumi, seperti yang ditunjukkan pada Gambar 4.15.

Karena alasan tersebut maka satelit pemantau lingkungan global seperti ***satelit inderaja*** dan ***satelit cuaca***, umumnya mempunyai orbit polar atau mendekati orbit polar, yaitu inklinasinya **sekitar 90°.**



Gambar 4.15 Satelit berorbit polar

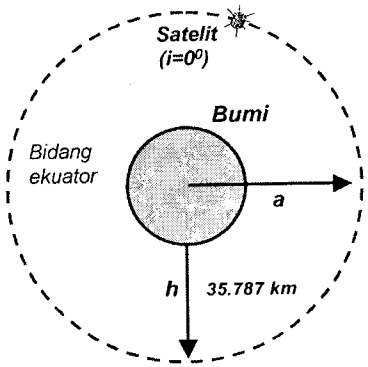
4.4.3 Orbit Geostationer

Satelit berorbit geostationer adalah satelit yang mengelilingi Bumi dengan kecepatan dan arah yang sama dengan kecepatan dan arah rotasi Bumi. Untuk itu periode orbit satelit harus sama dengan periode rotasi bumi dalam ruang inersia yaitu T = 23 jam 56 menit dan 4,09 detik. Berdasarkan Hukum Kepler III, dengan menggunakan rumus (4.2) sebelumnya, maka orbit yang bersangkutan akan mempunyai sumbu panjang (a):

$$a = \left(\frac{GM}{4\pi^2}.T^2\right)^{1/3} \approx 42165 \text{ km} \qquad (4.16)$$

Dengan jari-jari Bumi sekitar 6378 km, maka orbit geostationer berketinggian (h) sekitar 35787 km di atas permukaan Bumi, seperti yang diilustrasikan pada Gambar 4.16.

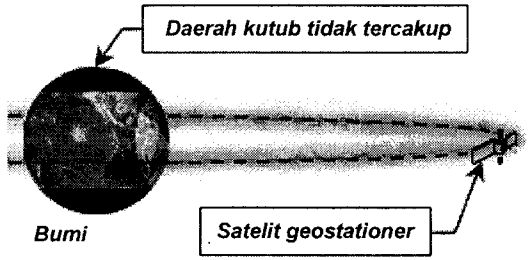
Perlu dicatat di sini bahwa hanya orbit ekuatorial (i = 0^0) yang bisa menjadi orbit geostationer. Disam-ping itu untuk mendapatkan kecepatan satelit yang seragam, orbit harus berbentuk lingkaran (e = 0). Karena kecepatan dan arah pergerakannya sama dengan kecepatan dan arah rotasi Bumi, maka satelit geostationer seolah 'nampak' diam bila dilihat dari suatu titik di permukaan Bumi.



Gambar 4.16 Orbit geostationer

Karena posisinya yang relatif diam di atas suatu wilayah permukaan Bumi, orbit ini banyak digunakan oleh satelit komunikasi. Disamping itu karena orbitnya yang relatif tinggi, maka *footprint* dari satelit geostationer umumnya sangat luas. Oleh sebab itu satelit berorbit geostationer ini juga banyak digunakan untuk mempelajari fenomena berskala luas seperti *hurricane* dan *cyclone*.

Meskipun begitu, orbit geostationer juga punya beberapa kelemahan. Pertama, karena satelit terletak relatif jauh di atas permukaan Bumi maka resolusi pengamatannya relatif rendah. Disamping itu juga satelit berorbit geostationer umumnya tidak dapat mencakup kawasan kutub (lihat Gambar 4.17), sehingga tidak dapat digunakan untuk memantau fenomena atau aktivitas yang terjadi di sekitar kutub.



Gambar 4.17 Contoh kelemahan orbit geostationer

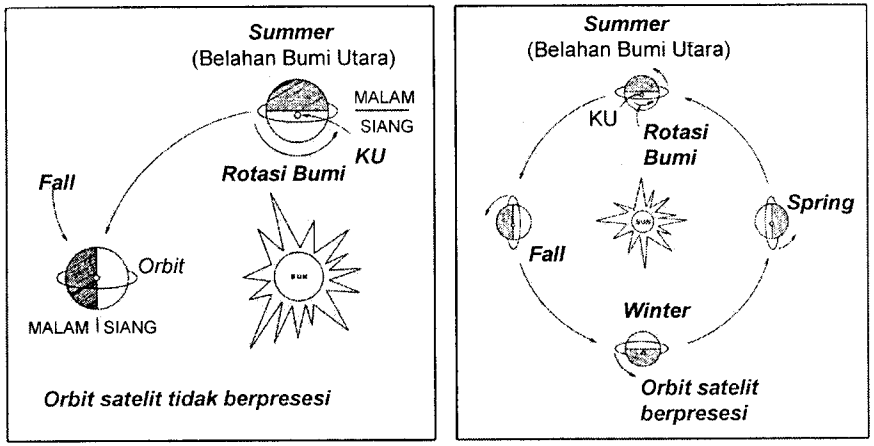
4.4.4 Orbit Sun-Synchronous

Orbit *sun-synchronous* adalah orbit satelit yang mensinkronkan pergerakan satelit dalam orbit, presesi bidang orbit, dan pergerakan bumi mengelilingi matahari, sedemikian rupa sehingga satelit tersebut akan melewati lokasi tertentu di permukaan Bumi selalu pada waktu lokal yang sama setiap kalinya. Gambar 4.18 mengilustrasikan situasi orbit satelit yang berpresesi dan yang tidak berpresesi.

Untuk orbit sun-synchronous, karena bumi berevolusi mengelilingi matahari dalam waktu setahun, maka orbit satelit juga harus berpresesi terhadap sumbu rotasi bumi, sebesar 360^0/tahun. Secara matematis presesi orbit satelit terhadap sumbu rotasi Bumi dapat diformulasikan sebagai [*Davidof*, 1990]:

$$\dot{\Omega} = -9.95.\left(\frac{a_e}{r}\right)^{3.5}.\frac{\cos(i)}{(1-e^2)^2} \qquad (4.17)$$

dimana i adalah inklinasi orbit, e adalah eksentrisitas orbit, a_e adalah sumbu panjang Bumi (sekitar 6378 km), dan r adalah jarak satelit dari pusat Bumi.



Gambar 4.18 Orbit satelit yang berpresesi dan tidak berpresesi

Persamaan (4.17) di atas juga dapat ditulis dalam bentuk:

$$i = \arccos\left[\left(\frac{r}{a_e}\right)^{3.5} \cdot \frac{\dot{\Omega}.(1-e^2)^2}{-9{,}95}\right] \qquad (4.18)$$

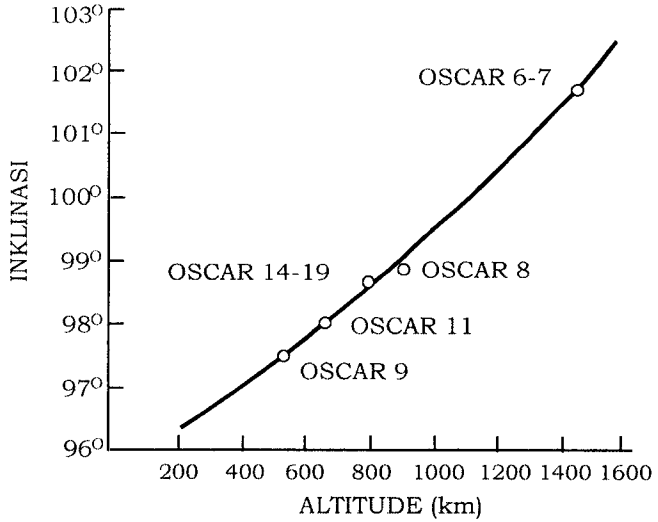
Untuk orbit sun-synchronous maka kecepatan presesi orbitnya adalah:

$$\dot{\Omega} = 360^o/\text{tahun} = 0{,}986^o/\text{hari} \qquad (4.19)$$

Kalau persamaan (4.19) disubstitusikan ke persamaan (4.18), maka akan diperoleh persamaan berikut untuk orbit sun-synchronous:

$$i = \arccos\left[-0{,}09910.(1-e^2)^2.\left(\frac{r}{6378}\right)^{3{,}5}\right] \qquad (4.20)$$

Dari persamaan di atas terlihat bahwa suatu orbit dapat dibuat sun-synchronous, dengan memilih inklinasi dan eksentrisitas orbit yang tepat, yang disesuaikan dengan ketinggian orbitnya di atas permukaan Bumi. Persamaan di atas menunjukkan bahwa parameter orbit sun-synchronous bukanlah suatu yang unik (tunggal). Tapi perlu dicatat dari persamaan (4.17) dan (4.20) di atas bahwa orbit *sun-synchronous* tidak mungkin berinklinasi tepat 90°. Gambar 4.19 berikut memberikan contoh nilai inklinasi dan altitude yang 'menghasilkan' orbit sun-synchronous berbentuk lingkaran (e=0).



Gambar 4.19 Contoh orbit sun-synchronous [*Davidof*, 1990]

Akhirnya perlu disebutkan bahwa orbit *sun-synchronous* umum digunakan oleh sistem satelit inderaja (lihat Tabel 4.3) dan satelit cuaca.

Tabel 4.3 Beberapa orbit satelit inderaja yang sun-synchronous

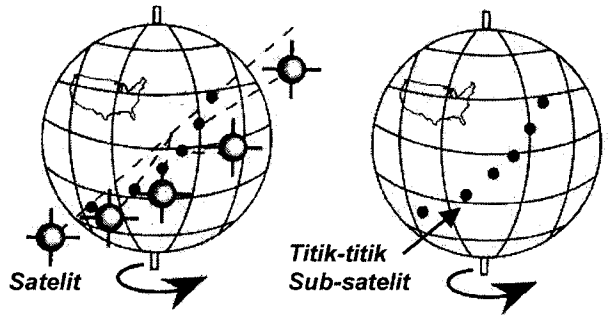
	LANDSAT 1-3	LANDSAT 4-5	IKONOS
Tinggi orbit	920 km	705 km	681 km
Inklinasi	99,1-99,2 deg	98,2 deg.	98,1 deg.
Waktu melewati ekuator	8:50-9:30 a:m	9:45 a.m	10:30 a.m.

4.5 JEJAK SATELIT

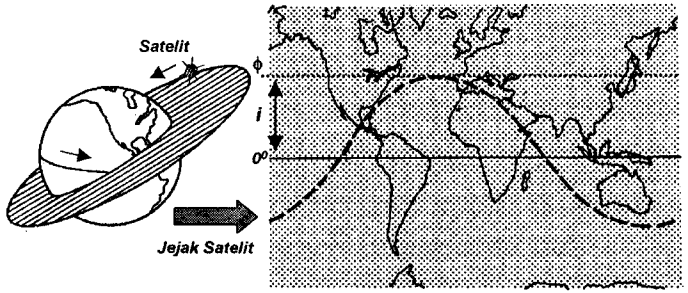
Jejak (*track*) satelit di permukaan Bumi adalah garis yang menghubungkan titik-titik sub-satelit, yaitu titik-titik potong garis hubung satelit dan pusat Bumi dengan permukaan Bumi, seperti yang diilustrasikan pada gambar 4.20.

Plot dari jejak suatu satelit bermanfaat untuk beberapa hal. Dengan plot ini lokasi satelit dari waktu ke waktu di atas permukaan Bumi dapat diketahui dan diperkirakan. Disamping itu wilayah permukaan Bumi yang tercakup oleh satelit juga dapat terlihat. Disamping itu dari plot jejak satelit kita juga dapat mengetahui beberapa parameter dari orbit satelit seperti inklinasi dan periode orbit. Dalam hal ini seperti yang ditunjukkan pada Gambar 4.21, inklinasi dari orbit satelit adalah sama dengan lintang maksimum

dari jejak satelit yang langsung dapat diestimasi dari plot jejak satelit yang bersangkutan.

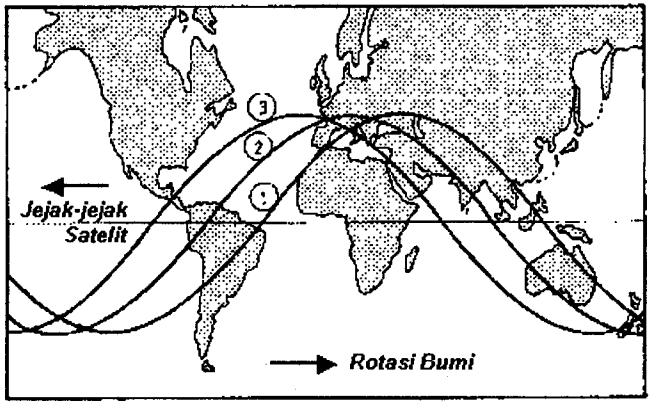


Gambar 4.20 Titik sub-satelit di permukaan Bumi [***NASA*, 1999**]



Gambar 4.21 Jejak satelit di permukaan Bumi [***Seeber, 1993***]

Perlu juga dicatat bahwa karena adanya rotasi Bumi, jejak satelit di permukaan Bumi bergerak ke arah Barat dengan waktu, seperti yang ditunjukkan pada Gambar 4.22.



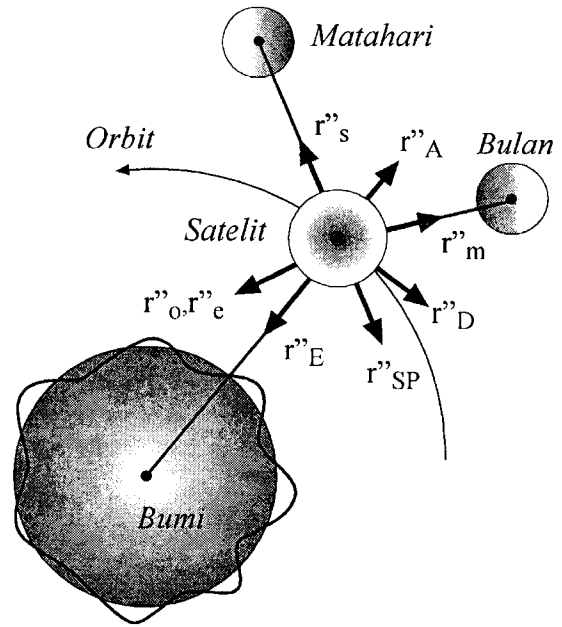
Gambar 4.22 Pergerakan jejak satelit

Untuk *satelit geostationary*, karena inklinasinya nol dan periode orbitnya sama dengan periode rotasi Bumi, maka jejaknya akan merupakan titik yang tetap di permukaan Bumi.

4.6 PERTURBASI PERGERAKAN SATELIT

Pergerakan satelit mengelilingi Bumi secara umum dapat dijelaskan dengan Hukum-hukum Kepler. Namun karena pergerakan satelit Keplerian mengasumsikan bahwa satelit bergerak dalam ruang hampa dan hanya dipengaruhi oleh medan gaya berat sentral bumi, yang notabene tidak sesuai dengan kondisi sebenarnya, maka untuk memahami pergerakan satelit secara lebih detail, gaya-gaya lainnya yang umum dinamakan gaya-gaya perturbasi, perlu juga diperhitungkan.

Ada beberapa gaya perturbasi (lihat Gambar 4.22) yang mempengaruhi pergerakan satelit mengelilingi Bumi, yaitu:



Gambar 4.23 Gaya-gaya perturbasi yang mempengaruhi pergerakan satelit; dari [*Seeber*, 1993]

1. Percepatan yang disebabkan oleh ketidaksimetrisan bentuk bumi dan ketidakhomogenan massa di dalam Bumi (r''_E)
2. Percepatan yang disebabkan oleh tarikan benda-benda langit lainnya (bulan, matahari, dan planet-planet); terutama pengaruh bulan dan matahari (r''_s dan r''_m)

3. Percepatan yang disebabkan oleh pasang surut bumi dan laut ($r"_e$ dan $r"_o$)
4. Percepatan yang disebabkan oleh tarikan atmosfer (atmospheric drag), $r"_D$
5. Percepatan yang disebabkan oleh tekanan radiasi matahari (solar radiation pressure), baik yang langsung maupun yang dipantulkan dulu oleh Bumi (albedo), $r"_{SP}$ dan $r"_A$.

Secara matematis, kalau seandainya pergerakan Keplerian dari satelit dipresentasikan dengan persamaan diferensial berikut:

$$\mathbf{r"} = -(GM/r^3)\,\mathbf{r} \qquad (4.21)$$

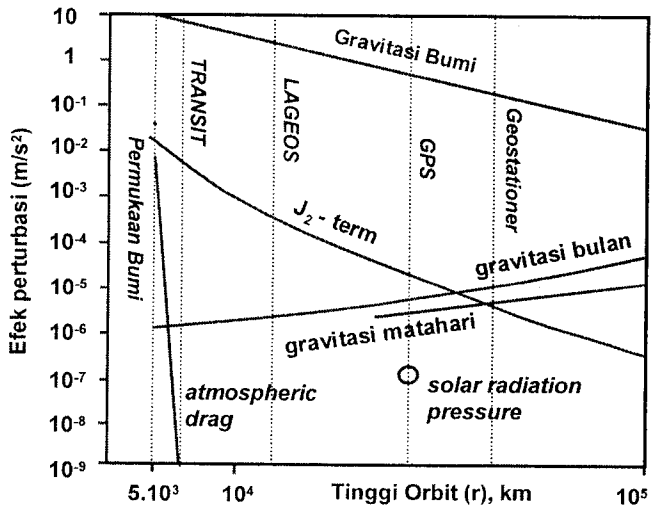
maka pergerakan satelit yang sebenarnya adalah:

$$\mathbf{r"} = -(GM/r^3)\,\mathbf{r} + \mathbf{p}_s \qquad (4.22)$$

dimana $\mathbf{p}_s$ adalah vektor perturbasi yang mempengaruhi pergerakan satelit, yang terdiri dari gaya-gaya perturbasi yang telah disebutkan di atas, dan dapat diformulasikan sebagai:

$$\mathbf{p}_s = \mathbf{r"}_E + \mathbf{r"}_s + \mathbf{r"}_m + \mathbf{r"}_e + \mathbf{r"}_o + \mathbf{r"}_D + \mathbf{r"}_{SP} + \mathbf{r"}_A \qquad (4.23)$$

Besarnya efek dari gaya-gaya perturbasi di atas pada pergerakan satelit yang mengelilingi Bumi, akan bergantung pada beberapa faktor, dimana salah satunya yang utama adalah ketinggian orbit di atas permukaan Bumi. Gambar 4.24 berikut memberikan contoh efek dari beberapa gaya perturbasi sebagai fungsi dari tinggi orbit.

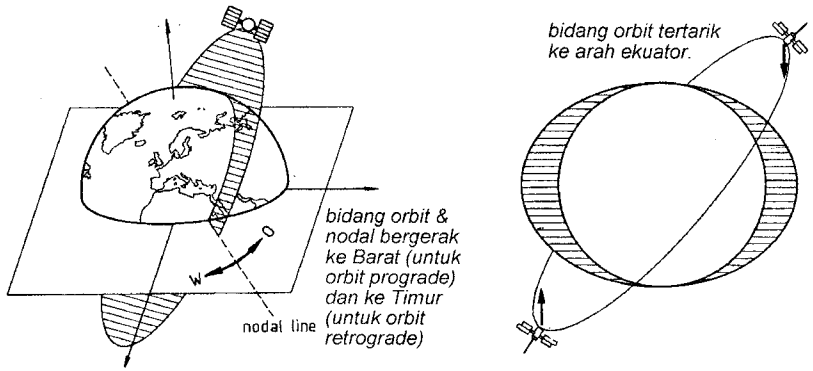


Gambar 4.24 Efek dari beberapa gaya perturbasi [*Landau & Hagmeier*, 1986]

4.6.1 Efek Ketidaksimetrisan Bumi

Ketidaksimetrisan bentuk Bumi merupakan gaya perturbasi yang paling dominan dan paling besar efeknya terhadap pergerakan satelit berorbit rendah yang mengelilingi Bumi. Efek yang kadang dinamakan efek J_2-*term* ini akan menyebabkan orbit satelit berpresesi (berputar) terhadap sumbu rotasi bumi, dan juga tertarik ke arah ekuator. Kedua efek ini diilustrasikan pada Gambar 4.25.

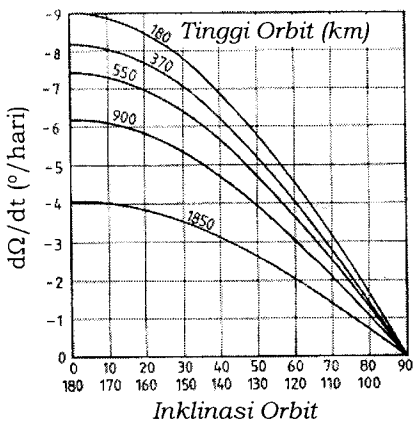
Dari Gambar 4.25 terlihat presesi orbit akan menyebabkan pergerakan titik nodal ke arah Barat untuk orbit prograde atau ke arah Timur untuk orbit retrograde. Dalam hal ini akan terjadi perubahan nilai asensio rekta (Ω) dari titik nodal dengan waktu. Disamping itu tertariknya orbit ke arah ekuator juga akan menyebabkan terotasinya titik perigee dalam orbit. Dengan kata lain nilai *argument of perigee* (ω) akan berubah dengan waktu.



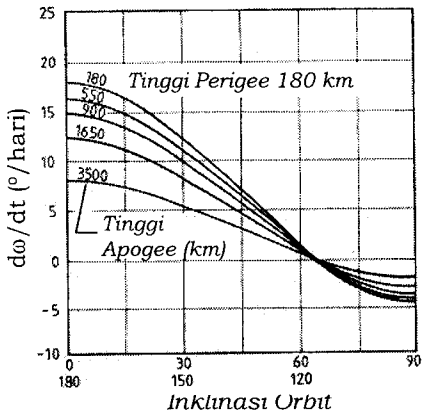
Gambar 4.25 Efek ketidaksimetrisan Bumi terhadap orbit satelit

Efek ketidaksimetrisan Bumi terhadap pergerakan titik nodal ($d\Omega/dt$) dan rotasi titik perigee ($d\omega/dt$), sebagai fungsi dari inklinasi dan tinggi orbit, ditunjukkan pada Gambar 4.26.

Dari Gambar 4.26 terlihat bahwa semakin rendah tinggi orbit, maka akan sebesar nilai $d\Omega/dt$ dan $d\omega/dt$; atau dengan kata lain efek ketidaksimetrisan Bumi akan semakin besar, dan sebaliknya. Begitu juga semakin bidang orbit mendekati bidang ekuator, atau dengan kata lain semakin kecil inklinasi dari orbit, maka pergeseran titik nodal dan rotasi titik perigee juga akan semakin besar. Gambar 4.26 ini juga menunjukkan bahwa efek ketidaksimetrisan Bumi pada rotasi titik perigee secara umum lebih besar dibandingkan efek pada pergerakan titik nodal.



Hubungan antara inklinasi, tinggi orbit, dan pergerakan titik nodal



Hubungan antara inklinasi, tinggi orbit, dan rotasi titik perigee.

Gambar 4.26 Efek ketidaksimetrisan Bumi terhadap lokasi titik nodal dan titik perigee [*Seeber*, 1993]

4.6.2 Gaya Gravitasi Bulan dan Matahari

Disamping gaya gravitasi Bumi yang terutama mempengaruhi pergerakan satelit, gaya gravitasi dari benda-benda langit lainnya, terutama Bulan dan Matahari, juga akan mempengaruhi pergerakan satelit. Dalam hal ini efek gaya gravitasi Bulan terhadap pergerakan satelit relatif lebih besar dibandingkan gaya gravitasi Matahari. Meskipun Matahari massanya jauh lebih masif dari Bulan (sekitar 27 juta kalinya), tetapi jaraknya dari satelit juga relatif lebih jauh (sekitar 390 kalinya).

Efek dari gravitasi Matahari dan Bulan terhadap pergerakan satelit (dalam bentuk vektor percepatan $\mathbf{r}''_s$ dan $\mathbf{r}''_m$), dapat diformulasikan sbb.:

$$\mathbf{r}''_m = G.m_m . \{ (\mathbf{r}_m-\mathbf{r})^{-3}.(\mathbf{r}_m-\mathbf{r}) - \mathbf{r}_m^{-3}. \mathbf{r}_m\} \qquad (4.24)$$

$$\mathbf{r}''_s = G.m_s . \{ (\mathbf{r}_s-\mathbf{r})^{-3}.(\mathbf{r}_s-\mathbf{r}) - \mathbf{r}_s^{-3}. \mathbf{r}_s\} \qquad (4.25)$$

dimana :
- $\mathbf{r}_s$ = vektor posisi geosentrik matahari,
- $\mathbf{r}_m$ = vektor posisi geosentrik bulan,
- $\mathbf{r}$ = vektor posisi geosentrik satelit,
- m_m, m_s = massa bulan dan massa matahari, dan
- G = konstanta gravitasi.

4.6.3 Pasang Surut Bumi dan Laut

Gaya gravitasi Bulan dan Matahari yang bekerja pada Bumi akan menyebabkan fenomena pasang surut Bumi (*solid earth/ body tides*)

dan pasang surut laut (*sea tides).* Pasang surut bumi dan laut ini selanjutnya akan menyebabkan perubahan pada potensial gravitasi Bumi. Perubahan potensial ini selanjutnya akan mempengaruhi pergerakan satelit yang mengelilingi Bumi. Efek pasang surut bumi dan laut ini pada dasarnya bisa dilihat sebagai efek tak langsung dari gaya tarik Matahari dan Bulan.

Dalam analisa orbit untuk satelit berorbit rendah, pemodelan efek dari pasang surut bumi dan laut secara rinci adalah sesuatu yang sifatnya esensial. Percepatan satelit yang disebabkan oleh pasang surut Bumi, dapat diestimasi dengan formula berikut [*Rizos & Stolz,* 1985]:

$$\mathbf{r}''_e = \frac{k_2}{2}.\frac{Gm_d}{r_d^3}.\frac{a_e^5}{r^4}.(3-15\cos^2\theta)\frac{\mathbf{r}}{r}+6.\cos\theta\frac{\mathbf{r_d}}{r_d} \qquad (4.26)$$

dimana :
- m_d = massa benda penyebab pasang surut (bulan, matahari),
- $\mathbf{r_d}$ = vektor posisi geosentrik penyebab pasang surut (bulan, matahari),
- θ = sudut antara vektor geosentris satelit $\mathbf{r}$ dan $\mathbf{r_d}$,
- k_2 = *Love number*, parameter elastisitas dari badan Bumi.

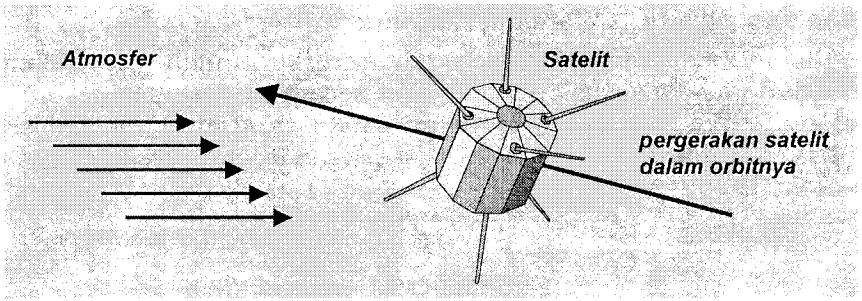
Efek dari pasang surut laut terhadap pergerakan satelit relatif sulit untuk dimodelkan karena bentuk garis pantai yang relatif tidak teratur.

4.6.4 *Atmospheric Drag*

Dalam pergerakannya mengelilingi Bumi, satelit akan berinteraksi dengan partikel-partikel (molekul, atom, ion) dalam atmosfer. Akibat interaksi ini akan timbul gaya-gaya yang mempengaruhi pergerakan satelit. Dalam hal ini gaya yang paling dominan adalah gaya tarikan dari atmosfer (*atmospheric drag*) yang arahnya berlawanan dengan arah gerak satelit (lihat Gambar 4.27 berikut). Karena densitas atmosfer yang relatif mengecil dengan ketinggian, maka efek dari *atmospheric drag* ini umumnya cukup signifikan untuk satelit-satelit berorbit rendah. Sedangkan untuk satelit berorbit tinggi efeknya relatif kecil. Bahkan bisa dikatakan, *atmospheric drag* ini adalah gaya perturbasi non-gravitasional paling besar yang mempengaruhi satelit berorbit rendah.

Besar dan karakteristik gaya aerodinamik yang bekerja pada permukaan tubuh satelit ini, akan bergantung pada beberapa faktor antara lain:

- geometri (bentuk, besar, konfigurasi) serta massa satelit,
- kecepatan satelit,
- orientasi satelit terhadap aliran udara , serta
- densitas, temperatur, dan komposisi gas di atmosfer.



Gambar 4.28 Atmospheric Drag

Secara matematis efek dari *atmospheric drag* terhadap pergerakan satelit (dalam bentuk vektor percepatan) dapat diformulasikan dengan rumus empirik berikut [*Roy,* 1988; *Seeber,* 1993] :

$$\mathbf{r}''_D = -(1/2).\ C_D.\ \rho(\mathbf{r},t).\ (A/m_s).\ |\mathbf{r}' - \mathbf{r}'_a|\ .\ (\mathbf{r}' - \mathbf{r}'_a) \qquad (4.27)$$

dimana:

m_s	=	massa satelit,
A	=	luas penampang efektif dari satelit,
C_D	=	koefisien drag,
$\rho(\mathbf{r},t)$	=	densitas atmosfer di sekitar satelit,
$\mathbf{r}$, $\mathbf{r}'$	=	vektor posisi dan kecepatan satelit, dan
$\mathbf{r}'_a$	=	kecepatan atmosfer di sekitar satelit.

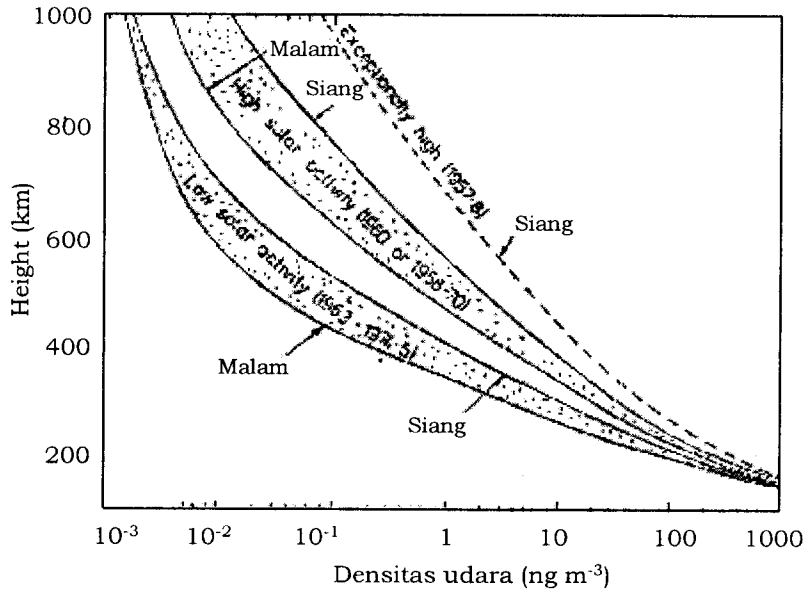
Seandainya kecepatan relatif satelit terhadap atmosfer dinyatakan dengan v_r dan vektor satuan arahnya adalah e_v, maka persamaan (4.22) di atas dapat dituliskan sebagai:

$$\mathbf{r}''_D = -(1/2).\ C_D.\ \rho(\mathbf{r},t).\ (A/m_s).\ v_r^2.\ \mathbf{e}_v \qquad (4.28)$$

Pada persamaan di atas, nilai koefisien drag C_D akan bergantung pada mekanisme interkasi antara partikel-partikel atmosfer dengan permukaan satelit. Untuk satelit berbentuk bola, nilai C_D adalah 1. Semakin rumit bentuk permukaan dari satelit, koefisien C_D akan semakin besar. Menurut *Montenbruck & Gill* (2000), nilai tipikal dari C_D adalah antara 1,5 dan 3,0, dan umumnya koefisien

ini diestimasi sebagai parameter bebas dalam program penentuan orbit.

Sedangkan untuk densitas atmosfer, nilainya tidak hanya bergantung pada ketinggian, tetapi juga lokasi geografis, musim, waktu, aktivitas matahari dan geomagnetik. Gambar 4.29 mengilustrasikan variasi dari nilai densitas atmosfer ini. Karena densitas atmosfer mengecil dengan meningkatnya ketinggian, maka pengaruh *atmospheric drag* akan menurun secara drastis dengan meningkatnya ketinggian. Untuk satelit seperti TRANSIT yang ketinggian orbitnya sekitar 1000 km, efek dari *atmospheric drag* cukup berarti. Namun untuk satelit GPS yang berketinggian orbit sekitar 20.000 km, *atmospheric drag* relatif tidak punya efek.



Gambar 4.29 Densitas Atmosfer; dari *Roy* (1988)

Seperti ditunjukkan oleh persamaan (4.23) di atas, besarnya efek *atmospheric drag* juga akan bergantung pada kecepatan satelit relatif terhadap atmosfer. Semakin tinggi kecepatan satelit maka akan semakin besar efek dari *atmospheric drag* pada satelit. Kalau seandainya diasumsikan bahwa atmosfer berotasi bersama Bumi, maka kecepatan relatif satelit terhadap atmosfer dapat dihitung berdasarkan hubungan [*Montenbruck & Gill,* 2000]:

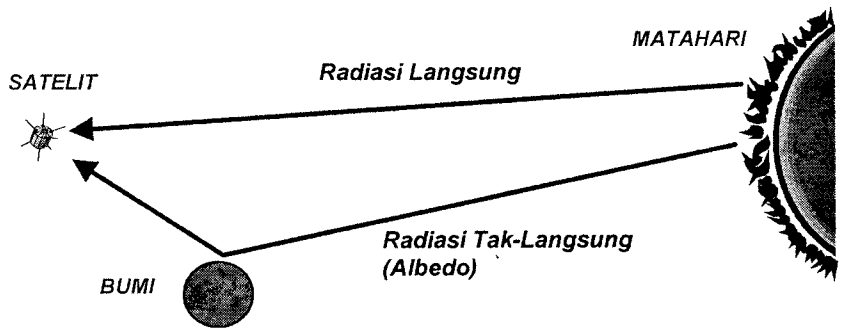
$$\mathbf{v}_r = \mathbf{v} - \omega \times \mathbf{r} \qquad (4.29)$$

dimana **v** adalah vektor kecepatan (inersia) satelit, **r** adalah **vektor** posisi satelit, dan ω adalah vektor kecepatan sudut Bumi.

Akhirnya patut dicatat bahwa karena efek dari *atmospheric drag* bergantung pada densitas atmosfer di lokasi satelit, maka pemodelan karakteristik dan dinamika atmosfer yang relatif kompleks merupakan salah satu tantangan dalam penentuan orbit satelit yang teliti pada saat ini.

4.6.5 Tekanan Radiasi Matahari (*Solar Radiation Pressure*)

Tekanan radiasi matahari (*solar radiation pressure*) dapat berpengaruh terhadap pergerakan satelit. Tekanan radiasi matahari ini ada yang bersifat langsung dan tak langsung, seperti yang diilustrasikan pada Gambar 4.30 Dalam efek tak langsung (*albedo*), radiasi matahari terlebih dahulu dipantulkan oleh Bumi sebelum mengenai satelit. Besarnya efek tekanan radiasi matahari pada pergerakan satelit akan bergantung pada beberapa faktor seperti tingkat aktivitas matahari, massa satelit, reflektivitas permukaan satelit, geometri satelit, serta posisinya relatif terhadap matahari.



Gambar 4.30 Tekanan Radiasi Matahari

Secara matematis, efek dari tekanan radiasi matahari yang langsung terhadap pergerakan satelit (dalam bentuk vektor percepatan) dapat diformulasikan dengan rumus berikut [*Capellari et al.*, 1976]:

$$\mathbf{r}''_{SP} = \upsilon.P_s.C_r.(A/m).(AU)^2 \,.\, |\mathbf{r} - \mathbf{r}_a|^{-3}.\, (\mathbf{r} - \mathbf{r}_s)\,, \qquad (4.30)$$

dimana:

P_s = tekanan radiasi matahari
= solar flux/kecepatan cahaya
≈ $4{,}56.\ 10^{-6}\ Nm^{-2}$ [*Montenbruck & Gill*, 2000].

C_r = koefisien tekanan radiasi matahari
= 1 + reflektivitas dari permukaan satelit
≈ 1,21 untuk solar panel, 1,30 untuk *high-gain antenna*, dan 1,88 untuk alumunium [*Montenbruck & Gill*, 2000].

A/m = rasio luas permukaan dengan massa satelit

AU = Astronomical Unit ($1{,}5.10^8$ km)

$\mathbf{r}, \mathbf{r}_s$ = vektor posisi satelit dan matahari dalam space-fixed equatorial system

υ = fungsi bayangan

υ = 0, satelit dalam daerah bayangan Bumi (umbra)

υ = 1, satelit dalam daerah pancaran radiasi matahari

$0 < \upsilon < 1$, satelit dalam daerah setengah bayangan (*penumbra*).

Perlu dicatat di sini bahwa karena adanya eksentrisitas dari orbit Bumi, jarak antara satelit yang mengorbit Bumi dengan Matahari akan bervariasi antara 147.10^6 km dan 152.10^6 km sepanjang tahunnya. Ini akan menimbulkan variasi tahunan sekitar 3,3% pada tekanan radiasi matahari, karena fluks radiasi matahari (*solar flux*) akan berkurang dengan faktor jarak kuadrat (r^2) dari matahari [*Montenbruck & Gill*, 2000].

Pengaruh tekanan radiasi matahari yang langsung terhadap pergerakan satelit, umumnya paling terasa pada komponen *along-track*, yaitu dalam arah pergerakan satelit. Dibandingkan dengan efek dari radiasi matahari yang langsung, efek tak langsung (*albedo*) umumnya lebih kecil dari 10% efek langsungnya. Untuk satelit berorbit rendah, percepatan tipikal yang disebabkan oleh albedo pada pergerakan satelit adalah sekitar 10 sampai 35% dari percepatan yang disebabkan oleh radiasi matahari langsung [Knocke et al., 1988]. Untuk satelit GPS yang orbitnya relatif tinggi (sekitar 20.000 km di atas permukaan Bumi], efek albedo berkisar sekitar 1-2% dibandingkan efek langsungnya, dan umumnya diabaikan dalam perhitungan orbit GPS. Perlu dicatat di sini bahwa karena distribusi yang variatif dari tanah, air, dan awan di permukaan Bumi, efek dari albedo umumnya cukup sulit untuk dimodelkan secara baik.

4.6.6 Gaya-gaya Perturbasi Lainnya

Dalam analisa orbit berketelitian tinggi ada beberapa gaya perturbasi kecil lainnya yang perlu diperhitungkan, yaitu :

- Friksi yang disebabkan oleh partikel-partikel bermuatan di lapisan atmosfer bagian atas
- Radiasi termal dari satelit
- Efek perbedaan pemanasan pada daerah batas bayangan bumi.
- Interaksi elektromagnetik dalam medan geomagnetik
- Pengaruh-pengaruh dari debu antarplanet (*inter-planetary dust*)
- Efek relativistik
- Pengaruh dari manuver-manuver untuk pengontrolan dan pengendalian satelit.

Kontribusi dari masing-masing gaya di atas terhadap percepatan satelit umumnya jauh lebih kecil dari 10^{-9} m/s^2 .

Akhirnya untuk memberikan gambaran tentang pengaruh dari masing-masing gaya perturbasi yang telah dijelaskan pada subbab ini, pada Tabel 4.4 diberikan contoh efek dari gaya-gaya perturbasi pada orbit satelit GPS yang berketinggian sekitar 20.000 km di atas permukaan Bumi.

Tabel 4.4 Efek dari gaya perturbasi pada orbit satelit GPS [*King et al.*, 1985]

Gaya Perturbasi	Percepatan (m/s^2)	Efek pada Orbit Satelit	
		Orbit 3 jam	Orbit 3 hari
Gaya gravitasi bumi (*central force*)	0,56		
Gaya gravitasi bumi, C_{20}	$5 . 10^{-5}$	2 km	14 km
Gaya gravitasi bumi, harmonik tinggi	$3 . 10^{-7}$	50 - 80 m	100 - 1500 m
Gaya gravitasi matahari dan bulan	$5 . 10^{-6}$	5 - 150 m	1000 - 3000 m
Pasang surut bumi	$1 . 10^{-9}$	-	0,5 - 1,0 m
Pasang surut laut	$1 . 10^{-9}$	-	0,0 - 2,0 m
Solar Radiation Pressure	$1 . 10^{-7}$	5 - 10 m	100 - 800 m
Albedo	$1 . 10^{-9}$	-	1,0 - 1,5 m

4.7 PENENTUAN ORBIT

Pada prinsipnya, penentuan orbit satelit dapat dilakukan dengan mengintegrasikan persamaan diferensial berikut:

$$\mathbf{r}'' = -(GM/r^3)\,\mathbf{r} + \mathbf{p}_s \qquad (4.31)$$

yang tidak hanya mengakomodasi gaya sentral Bumi, e.g. (GM/r^3) r, tetapi juga gaya-gaya perturbasi lainnya (p_s). Penyelesaian persamaan di atas dapat dilakukan secara analitik maupun numerik.

Penentuan Orbit (*orbit determination*) pada prinsipnya bertujuan menentukan elemen-elemen untuk mendeskripsikan orbit, baik dari data pengamatan maupun informasi apriori yang sudah diketahui. Berdasarkan pada aplikasi, penentuan orbit dapat dikategorikan menjadi dua tahap yaitu:

- Penentuan orbit awal (*initial orbit determination*), yaitu penentuan parameter orbit tanpa menggunakan ukuran lebih maupun informasi apriori tentang orbit yang bersangkutan, dan kemudian

- Peningkatan kualitas orbit (*orbit improvement*) dengan menggunakan semua data yang tersedia. Tahap ini juga kadang dinamakan tahap estimasi orbit (*orbit estimation*).

Menurut *Montenbruck & Gill* (2000), pentahapan seperti di atas diperlukan karena dua hal. Pertama, formula matematis untuk penentuan orbit relatif cukup kompleks sehingga secara umum sulit untuk dilakukan inversi secara langsung. Kedua, data-data yang digunakan untuk penentuan orbit selalu dihinggapi oleh kesalahan dan bias, sehingga suatu proses estimasi akan selalu diperlukan untuk memperoleh parameter-parameter orbit yang paling optimal.

Untuk penentuan orbit satelit ini, sebagai data masukan diperlukan data-data yang terkait dengan posisi dan kecepatan. Ini bisa berupa data-data ukuran ***sudut*** (*pointing angle*), ***jarak*** (range), ataupun ***laju perubahan jarak*** (*range rate*) dari stasiun pengamat di permukaan Bumi ke satelit yang bersangkutan, dari epok ke epok.

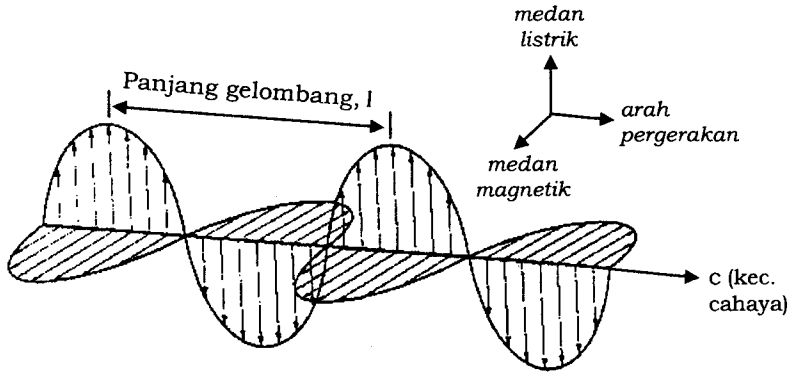
Penentuan koordinat satelit dari epok ke epok juga dapat dilakukan secara geometrik, yaitu dengan melakukan pengamatan jarak ke satelit dari beberapa titik di permukaan bumi yang telah diketahui koordinatnya. Berdasarkan koordinat satelit yang diperoleh dari waktu ke waktu, maka parameter-parameter orbit juga dapat kemudian diestimasi, seandainya diperlukan.

Bab 5
PROPAGASI SINYAL

Dalam perjalanannya dari satelit ke Bumi atau sebaliknya, sinyal dari atau ke satelit, yang pada dasarnya adalah sinyal elektromagnetik, harus melalui bagian atmosfer Bumi. Karena atmosfer mempunyai karakteristik yang sangat variatif, maka efek yang dialami oleh sinyal juga akan sangat variatif, baik secara spasial maupun temporal. Ada beberapa parameter dari sinyal satelit yang dapat dipengaruhi oleh lapisan atmosfer Bumi, yaitu kecepatan dan arah propagasi, serta kekuatan dan polarisasi sinyal. Untuk memahami efek-efek tersebut secara lebih baik, dalam bab ini akan dijelaskan secara umum karakteristik dari gelombang elektromagnetik, medium propagasinya yang dalam hal ini adalah atmosfer Bumi, serta interaksi antara keduanya.

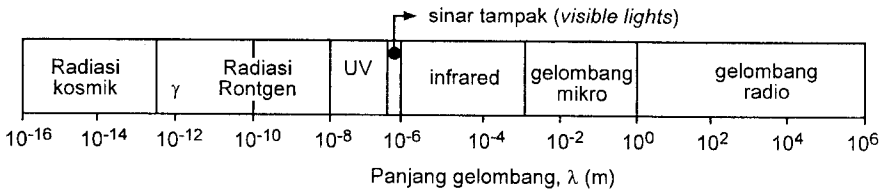
5.1 GELOMBANG ELEKTROMAGNETIK

Gelombang elektromagnetik adalah gelombang berpropagasi mandiri (*self-propagating*) yang mempunyai komponen-komponen magnetik dan elektrik yang dibangkitkan oleh osilasi cepat dari partikel bermuatan. Gelombang ini merambat dengan kecepatan cahaya dalam bentuk yang harmonik dan sinusoidal, seperti ditunjukkan pada Gambar 5.1 berikut.



Gambar 5.1 Gelombang elektromagnetik

Gelombang elektromagnetik mempunyai spektrum radiasi yang cukup luas, mulai dari panjang gelombang yang terpanjang (gelombang radio panjang) sekitar 1000 km, sampai yang terpendek (radiasi kosmik) sekitar 10^{-10} μm, seperti yang ditunjukkan pada Gambar 5.2. Dalam bidang geodesi satelit, dua domain spektrum yang banyak digunakan adalah domain sinar tampak (*visible light*) dan domain gelombang mikro.



Gambar 5.2 Spektrum gelombang elektromagnetik
[*Seeber*, 1993; *Rueger*, 1996]

Radiasi elektromagnetik juga kerap diklasifikasikan seperti pada Tabel 5.1. Perbedaan mendasar dari gelombang-gelombang ini terletak pada panjang gelombangnya, yang terkait langsung dengan energi yang dibawa oleh gelombang tersebut. Semakin pendek panjang gelombang dari suatu radiasi, maka akan semakin tinggi frekuensi dan energinya, dan sebaliknya.

Table 5.1 Contoh klasifikasi radiasi elektromagnetik
[*Seeber*, 1993; *Rueger*, 1996]

Radiasi	Panjang Gelombang	Frekuensi
X-rays	$1{,}6 \times 10^{-11}$ - $6{,}6 \times 10^{-8}$ m	$4{,}5 \times 10^{15}$ - $1{,}9 \times 10^{19}$ Hz
Ultraviolet	$1{,}4 \times 10^{-8}$ - $3{,}6 \times 10^{-7}$ m	$8{,}3 \times 10^{14}$ - $2{,}2 \times 10^{16}$ Hz
Visible light	$3{,}6 \times 10^{-7}$ - $7{,}8 \times 10^{-7}$ m	$3{,}8 \times 10^{14}$ - $8{,}3 \times 10^{14}$ Hz
Infrared	$7{,}8 \times 10^{-7}$ - $3{,}4 \times 10^{-4}$ m	$8{,}8 \times 10^{11}$ - $3{,}8 \times 10^{14}$ Hz
EHF	$1{,}0 \times 10^{-3}$ - $1{,}0 \times 10^{-2}$ m	3×10^{10} - 3×10^{11} Hz
SHF	$1{,}0 \times 10^{-2}$ - $1{,}0 \times 10^{-1}$ m	3×10^{9} - 3×10^{10} Hz
UHF	0,1 - 1 m	3×10^{8} - 3×10^{9} Hz
VHF	1 - 10 m	3×10^{7} - 3×10^{8} Hz
HF	10 - 10^{2} m	3×10^{6} - 3×10^{7} Hz
MF	10^{2} - 10^{3} m	3×10^{5} - 3×10^{6} Hz
LF	10^{3} - 10^{4} m	3×10^{4} - 3×10^{5} Hz
VLF	10^{4} - 10^{5} m	3×10^{3} - 3×10^{4} Hz
ELF	10^{5} - 10^{6} m	3×10^{2} - 3×10^{3} Hz

Perlu juga dicatat bahwa spektrum gelombang dalam kategori pita-pita SHF dan UHF, serta sebagian dari EHF dan VHF umumnya juga dinamakan sebagai gelombang mikro (*microwave*). Gelombang mikro banyak digunakan untuk aplikasi *telekomunikasi* (termasuk telekomunikasi dengan satelit) serta pada sistem-sistem *Radar (Radio Detection and Ranging)*.

Spektrum ***gelombang mikro*** ini kadang juga diklasifikasikan dalam pita-pita frekuensi (*frequency bands*) tertentu. Ada beberapa kategori pembagian spektrum frekuensi gelombang mikro yang dikenal, dan salah satunya adalah yang diberikan pada Tabel 5.2 berikut.

Tabel 5.2 Klasifikasi spektrum gelombang mikro [*Rueger*, 1996]

Pita (band)	Panjang Gelombang	Frekuensi
V Band	5,3 mm - 6,5 mm	46 - 56 GHz
Q Band	6,5 mm - 8,3 mm	36 - 46 GHz
K Band	8,3 mm - 27,5 mm	10,9 - 36 GHz
X Band	27,5 mm - 57,7 mm	5,2 - 10,9 GHz
S Band	57,7 mm - 0,194 m	1,55 - 5,2 GHz
L Band	0,194 m - 0,769 m	0,39 - 1,55 GHz
P Band	0,769 m - 1,333 m	0,225 - 0,39 GHz

Sistem-sistem pengamatan yang digunakan dalam geodesi satelit umumnya tidak menggunakan sinyal dengan frekuensi yang sama. Tabel 5.3 berikut menunjukkan beberapa contoh spektrum frekuensi yang digunakan oleh sistem geodesi satelit.

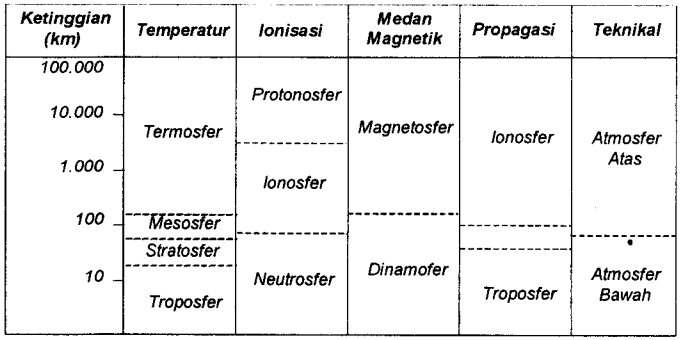
Tabel 5.3 Contoh beberapa frekuensi
yang digunakan oleh sistem satelit

Sistem Satelit	Frekuensi Sinyal	
TRANSIT/Doppler	150 MHz 400 MHz	– L - band
GPS	1227,60 MHz 1575,42 MHz	L - band L - band
GLONASS	1602,5625 - 1615,5 MHz 1246,4375 - 1256,5 MHz	L - band L - band
Mark-III VLBI System	2,2 - 2,3 GHz 8,2 - 8,6 GHz	S - band X - band
TOPEX/Poseidon (Radar Altimeter)	5,3 GHz 13,6 GHz	X - band K - band
ERS-1 (Radar Altimeter)	13,8 GHz	K - band

5.2 ATMOSFER BUMI DAN KARAKTERISTIKNYA

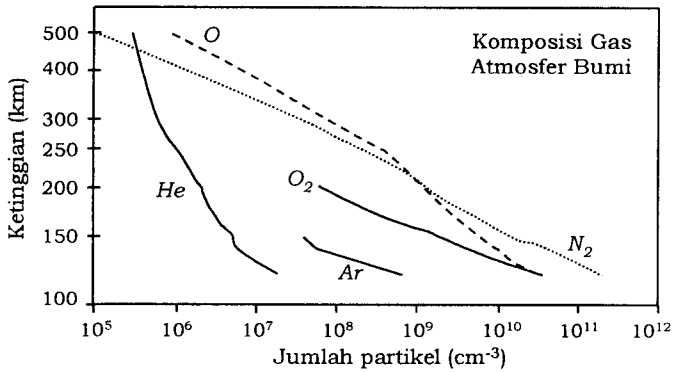
Terminologi atmosfer biasanya digunakan untuk mendeskripsikan lapisan udara yang melingkupi Bumi [*Vanicek and Krakiwsky,* 1986].

Atmosfer dapat diklasifikasikan menjadi beberapa lapisan. Berdasarkan kriteria yang digunakan dalam klasifikasi, dikenal beberapa nomenklatur lapisan-lapisan atmosfer, seperti yang ditunjukkan pada Gambar 5.3 berikut.



Gambar 5.3 Beberapa klasifikasi atmosfer Bumi [*Seeber,* 1993]

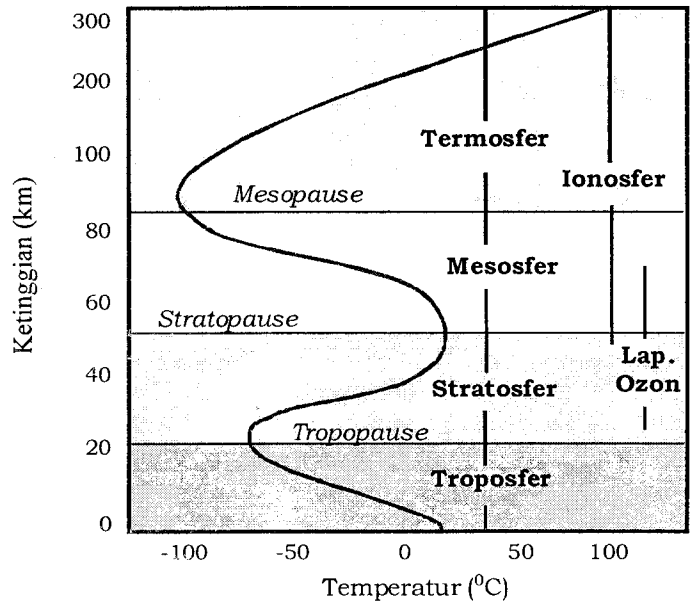
Atmosfer Bumi terdiri atas beberapa jenis gas seperti Oksigen, Nitrogen, Helium, dan Argon. Menurut *Tascione* (1994), secara umum tiga gas utama yang membentuk atmosfer adalah Nitrogen (sekitar 78%), Oksigen (sekitar 21%), dan Argon (sekitar 1%). Sampai ketinggian sekitar 100 km, gas-gas tersebut bercampur secara baik, sehingga densitasnya relatif sama dengan di permukaan Bumi. Di atas ketinggian ini setiap gas berada dalam kesetimbangan difusif dan distribusi vertikal dari setiap gas akan bergantung pada berat molekulnya. Komposisi tipikal gas dalam atmosfer yang diturunkan dari pengukuran pada tahun 1960-an ditunjukkan pada Gambar 5.4 berikut.



Gambar 5.4 Komposisi gas atmosfer Bumi; dari *UOL* (2000)

Dari Gambar ini terlihat bahwa di bawah ketinggian 200 km, atmosfer didominasi oleh gas-gas Oksigen (O_2) dan Nitrogen (N_2); sementara di atas 200 km yang mendominasi adalah atom-atom Oksigen (O). Dari Gambar 5.4 juga terlihat bahwa densitas udara mengecil dengan ketinggian, dan di atas ketinggian sekitar 1000 km umumnya sudah relatif sangat kecil dan dapat diabaikan. Perlu dicatat di sini bahwa dengan semakin membesarnya ketinggian, pengaruh medan magnetik Bumi terhadap partikel-partikel dalam atmosfer akan semakin membesar.

Berdasarkan profil temperaturnya, lapisan atmosfer Bumi umum dibagi atas troposfer, stratosfer, mesosfer, dan termosfer, seperti yang diilustrasikan pada Gambar 5.5 berikut.



Gambar 5.5 Profil temperatur terhadap ketinggian di lapisan bawah atmosfer Bumi; dari [*NASA ESE,* 2000].

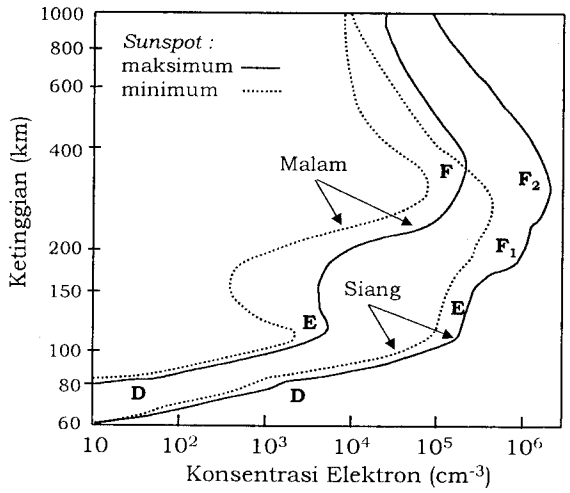
Dalam hal ini troposfer adalah lapisan paling bawah dari atmosfer Bumi yang mempunyai ketinggian sekitar 8 sampai 15 km di atas permukaan Bumi, bergantung pada lintang. Seperti yang ditunjukkan oleh Gambar 5.5, temperatur dalam lapisan troposfer turun dengan semakin besarnya ketinggian. Di atas troposfer, terdapat lapisan stratosfer yang ketinggiannya mencapai sekitar 50 km. Dalam lapisan stratosfer, temperatur kembali naik dengan membesarnya ketinggian. Temperatur kembali turun di dalam lapisan mesosfer, yang berketinggian 50 sampai 80 km di atas permukaan Bumi. Penurunan ini dapat mencapai -50^{0}C sampai -140^{0}C,

bergantung pada lintang dan musim. Dari ketinggian 80 km, temperatur kembali naik di dalam lapisan termosfer. Temperatur ini dapat naik sampai 2000°C, dan bahkan kadang mencapai 2500°C pada siang hari [*NASA ESE*, 2000].

Dalam konteks propagasi sinyal dari satelit ke permukaan Bumi, atmosfer umumnya dibagi menjadi dua lapisan, yaitu troposfer dan ionosfer.

Ionosfer adalah bagian dari lapisan atas atmosfer yang karena adanya radiasi Matahari mempunyai sejumlah elektron dan ion bebas. Lapisan ionosfer ini mempunyai batas bawah pada ketinggian sekitar 50 sampai 70 km; dengan ketinggian batas atas yang tidak terlalu jelas, meskipun untuk banyak aplikasi ketinggian 2000 km digunakan sebagai batas atas [*Tascione*, 1994]. Jumlah (densitas) elektron dan ion bebas pada lapisan ionosfer ini bergantung pada besarnya intensitas radiasi matahari serta densitas gas pada lapisan tersebut [*Davies*, 1990]. Disamping itu struktur vertikal densitas eletron dalam ionosfer juga berubah secara kontinyu. Struktur ini juga variatif terhadap waktu, musim, dan lintang setempat.

Secara umum berdasarkan membesarnya ketinggian dan densitas elektron, lapisan ionosfer dapat dikategorisasikan menjadi lapisan-lapisan D, E, F1, dan F2, seperti yang diilustrasikan pada Gambar 5.6 berikut. Ketinggian lapisan-lapisan ini dari pemukaan Bumi adalah berkisar sekitar [*Seeber*, 1993] : 60 – 90 km untuk lapisan D, 85 – 140 km untuk lapisan E, 140 – 200 km untuk lapisan F_1, dan 200 – 1000 km untuk lapisan F_2.



Gambar 5.6 Profil tipikal densitas elektron untuk lintang menengah pada siang dan malam hari; dari [*Tascione*, 1994]

Lapisan D adalah lapisan ionosfer yang paling bawah, dan karena jaraknya relatif yang paling jauh dari matahari, maka ionisasi pada lapisan ini adalah yang terkecil dibandingkan lapisan-lapisan lainnya. Lapisan yang menghilang pada malam hari ini, memantulkan gelombang VLF dan LF serta menyerap gelombang MF dan HF [*Tomasi*, 1994]. Lapisan E, yang kadang dinamakan lapisan *Kennely-Heaviside*, membantu propagasi gelombang permukaan MF dan pada siang hari memantulkan gelombang HF. Pada malam hari, lapisan E ini juga secara praktis hampir seluruhnya menghilang. Lapisan paling atas atmosfer, yang dinamakan lapisan F, umumnya dibagi menjadi lapisan F_1 dan F_2. Lapisan F_1 menyerap dan memperlemah sebagian gelombang HF. Pada malam hari lapisan F_1 bergabung dengan lapisan F_2 membentuk hanya satu lapisan.

Dari Gambar 5.6 di atas, yang merupakan contoh profil untuk lintang menengah, terlihat bahwa secara umum karena terkait dengan intensitas radiasi matahari, maka densitas elektron dalam lapisan ionosfer lebih besar pada siang hari ketimbang malam hari. Densitas elektron juga membesar dengan meningkatnya tingkat aktivitas matahari, yang dikarakterisasi dengan meningkatnya jumlah *sunspot* yang teramati di permukaan matahari. Disamping itu profil densitas elektron ini juga akan berubah untuk daerah kutub dan ekuator.

Adanya lapisan-lapisan ionosfer yang diilustrasikan pada Gambar 5.6 terjadi karena beberapa faktor, yaitu [*Tascione*, 1994]:

1. sepektrum radiasi matahari menyimpan energinya pada beberapa ketinggian bergantung pada karakteristik penyerapan (*absorption*) dari lapisan atmosfer;
2. proses fisika dari rekombinasi ion bergantung pada densitas atmosfer yang bervariasi dengan ketinggian; dan
3. komposisi dari atmosfer berubah dengan ketinggian.

5.3 PROPAGASI GELOMBANG

Berbicara tentang propagasi gelombang elektromagnetik dalam atmosfer Bumi, ada beberapa konsep penting yang perlu dijelaskan, yaitu terkait dengan medium dispersif dan non-dispersif, kecepatan fase dan kecepatan group, serta interaksi energi antara gelombang dengan partikel-partikel yang ada dalam atmosfer. Konsep-konsep tersebut dijelaskan secara umum berikut ini.

5.3.1 Medium Dispersif

Medium dimana kecepatan propagasi dari gelombang elektromagnetik bergantung pada frekuensi dinamakan medium dispersif. Pada medium dispersif, tidak seperti halnya pada medium non-dispersif, indeks refraksi bergantung pada frekuensi sinyal. Oleh

sebab itu gelombang yang frekuensi lebih tinggi akan direfraksikan dalam arah yang sedikit berbeda dengan gelombang yang frekuensinya lebih rendah. Efek dispersi disebabkan oleh interaksi elektromagnetik antara medan bermuatan listrik dari medium dengan medan eksternal dari gelombang yang memasuki medium tersebut.

Dalam medium dispersif diamati adanya kecepatan yang berbeda-beda untuk gelombang dengan frekuensi yang berbeda-beda dan juga group (kelompok) gelombang. Dalam hal ini dikenal *kecepatan fase* dan *kecepatan group*. Kecepatan fase adalah kecepatan dari suatu gelombang dengan panjang gelombang tertentu yang uniform. Kecepatan group adalah kecepatan dari suatu group gelombang, yang merupakan superposisi dari beberapa gelombang dari beberapa frekuensi. Kecepatan group adalah kecepatan propagasi dari energi atau informasi yang dibawa oleh gelombang tersebut.

5.3.2 Kecepatan Fase dan Kecepatan Group

Seandainya ω adalah kecepatan sudut dan k adalah bilangan gelombang, maka ***kecepatan fase*** dapat diformulasikan sebagai:

$$v_f = f.\lambda = \omega/k \qquad \text{dimana } \omega = 2\pi f \text{ dan } k = 2\pi/\lambda \tag{5.1}$$

Sedangkan ***kecepatan group*** dapat diformulasikan sebagai:

$$v_g = d\omega/dk \tag{5.2}$$

Untuk medium yang bukan vakum, secara umum kecepatan propagasi dikarakterisasi oleh *indeks refraksi* n, yaitu:

$$v = c/n \tag{5.3}$$

dimana c kecepatan dalam vakum. Untuk kecepatan fase dan kecepatan group berlaku:

$$v_f = c/n_f \qquad \text{dan} \qquad v_g = c/n_g \tag{5.4}$$

Hubungan antara *kecepatan group* dan *kecepatan fase* adalah:

$$v_g = v_f - \lambda.(dv_f/d\lambda) \tag{5.5}$$

Untuk *indeks refraksi* berlaku:

$$n_g = n_f + f.(dn/df) \tag{5.6}$$

Dapat juga dibuktikan bahwa untuk dua kecepatan berlaku:

$$v_g.v_f = c^2 \tag{5.7}$$

Pada medium dispersif, kecepatan fase dapat melebihi kecepatan dalam vakum, c. Sedangkan kecepatan group, sesuai dengan hukum relativitas, tidak dapat melebihi kecepatan dalam vakum, c.

Untuk sinyal yang merambat dalam medium *non-dispersif* berlaku:

$$v_g = v_f \tag{5.8}$$

Dalam kasus sinyal GPS, *code* bergerak dengan kecepatan group, sedangkan *carrier phase* bergerak dengan kecepatan fase. Untuk *gelombang mikro*, ionosfer adalah medium dispersif dan troposfer adalah medium non-dispersif. Untuk *gelombang optik*, yang berlaku adalah kebalikannya.

5.3.3 Interaksi Energi

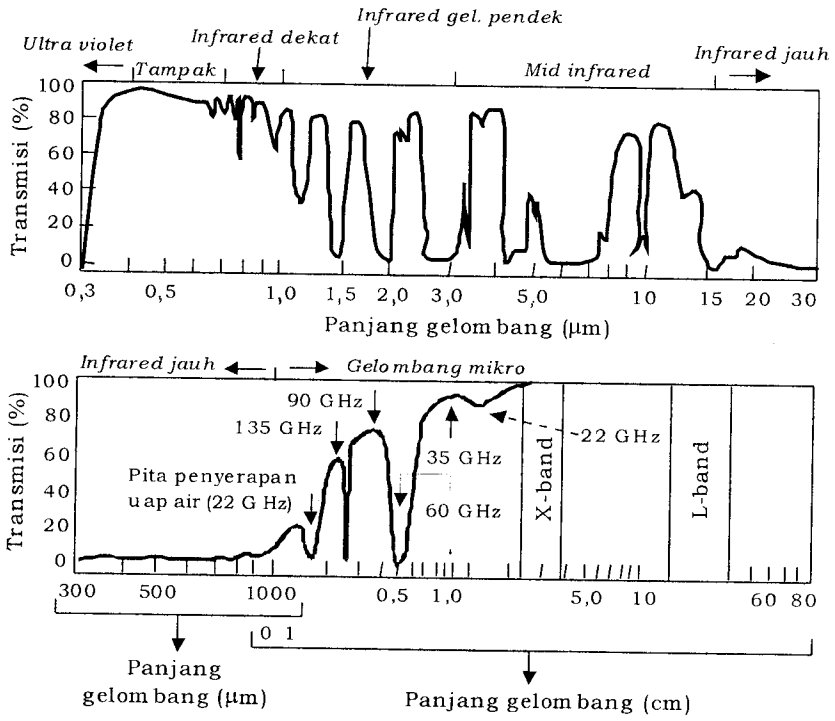
Dalam konteks propagasi gelombang elektromagnetik dari satelit ke permukaan Bumi, ada beberapa mekanisme interaksi energi yang terjadi antara gelombang dengan atmosfer. Dua mekanisme yang cukup penting dalam kaitannya dengan sistem-sistem pengamatan satelit geodesi adalah pemendaran (*scattering*) dan penyerapan (*absorption*).

Pemendaran oleh atmosfer (*atmospheric scattering*) adalah difusi radiasi bersifat acak oleh partikel-partikel dalam atmosfer [*Lillesand & Kiefer*, 1994]. Ada beberapa tipe pemendaran yaitu pendaran Rayleigh (*Rayleigh scatter*), pendaran Mie (*Mie scatter*), pendaran non-selektif (*nonselective scatter*). Pendaran Rayleigh umum terjadi ketika radiasi gelombang berinteraksi dengan molekul-molekul serta partikel atmosfer yang diameternya jauh lebih kecil dari panjang gelombangnya. Besarnya efek pendaran Rayleigh berbanding terbalik dengan pangkat empat dari panjang gelombang. Oleh sebab itu radiasi dengan gelombang yang lebih pendek akan lebih dipengaruhi oleh mekanisme pendaran Rayleigh ini dibandingkan radiasi dengan gelombang lebih panjang.

Pendaran Mie terjadi ketika diameter dari partikel-partikel atmosfer secara umum sama dengan panjang gelombang dari radiasi elektromagnetik yang melaluinya. Uap air dan debu adalah penyebab utama dari pendaran Mie ini. Dibandingkan pendaran Rayleigh, pendaran Mie ini cenderung mempengaruhi radiasi yang gelombangnya relatif lebih panjang.

Pendaran yang lebih menyulitkan adalah pendaran non-selektif. Pendaran ini terjadi ketika partikel atmosfer yang menyebabkan pendaran mempunyai diameter yang jauh lebih besar dari panjang gelombang radiasi. Butiran-butiran air adalah salah satu penyebab dari pemendaran tipe ini. Dalam hal ini, dengan diameter sekitar 5 sampai 100 mm, butiran air akan memendarkan secara hampir sama semua gelombang tampak serta gelombang inframerah dekat dan menengah [*Lillesand & Kiefer*, 1994]. Dengan kata lain, pemendaran ini bersifat non-selektif terhadap panjang gelombang.

Dalam propagasinya dari satelit ke permukaan Bumi, radiasi gelombang elektromagnetik juga dapat kehilangan energi, karena adanya penyerapan oleh molekul-molekul dalam atmosfer (*atmospheric absorption*). Persentase kehilangan energi ini akan bergantung pada panjang gelombang radiasinya. Dengan kata lain, persentase transmisi dari atmosfer Bumi bervariasi bergantung pada panjang gelombang dari radiasi gelombang yang melaluinya, seperti yang diilustrasikan pada Gambar 5.7 berikut.

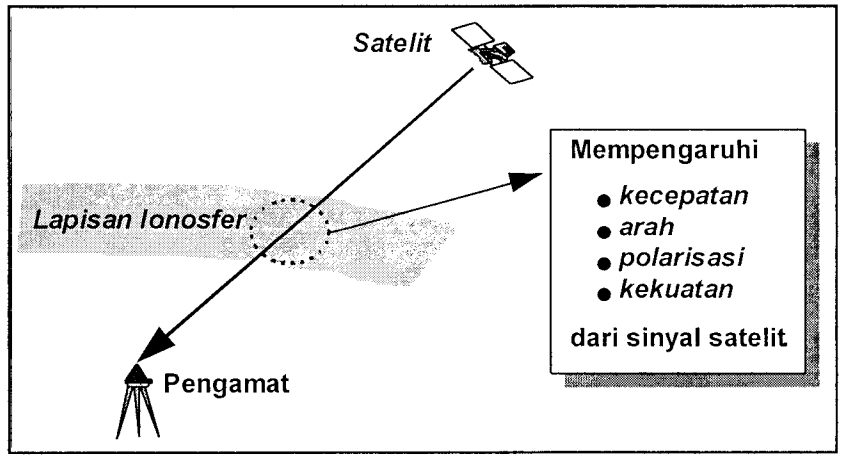


Gambar 5.7 Persentase transmisi atmosfer untuk spektrum radiasi elektromagnetik tertentu [*Curlander & McDonough*, 1991]

Dari contoh pada Gambar 5.7 terlihat bahwa ada beberapa pita (*band*) frekuensi dimana penyerapan oleh atmosfer relatif kecil (persentase transmisinya besar) dan sebaliknya ada beberapa pita frekuensi yang penyerapannya sangat besar sehingga radiasi pada frekuensi tersebut seolah tidak bisa melewati lapisan atmosfer. Dari Gambar 5.7 terlihat bahwa untuk spektrum 1-10 GHz (panjang gelombang 3 - 30 cm), persentase transmisi atmosfer mendekati 100 %. Oleh sebab itu sinyal-sinyal dari sistem satelit geodesi banyak memanfaatkan spektrum frekuensi ini, seperti yang terlihat pada Tabel 5.3 sebelumnya.

5.4 PROPAGASI SINYAL DALAM IONOSFER

Sinyal atau gelombang elektromagnetik dari suatu satelit umumnya harus melalui lapisan ionosfer untuk sampai ke permukaan bumi. Ion-ion bebas (elektron) dalam lapisan ionosfer akan mempengaruhi propagasi sinyal tersebut. Dalam hal ini ionosfer akan mempengaruhi *kecepatan, arah, polarisasi*, dan *kekuatan* dari sinyal satelit yang melaluinya, seperti yang ditunjukkan pada Gambar 5.8.



Gambar 5.8 Efek ionosfer terhadap sinyal satelit

Dalam hal ini efek dari ionosfer yang terbesar umumnya adalah pada kecepatan sinyal, dimana ini akan langsung mempengaruhi nilai ukuran jarak dari pengamat ke satelit. Besarnya bias jarak karena efek ionosfer ini akan bergantung pada konsentrasi elektron sepanjang lintasan sinyal serta frekuensi dari sinyal yang bersangkutan. Sedangkan konsentrasi elektron sendiri akan bergantung pada beberapa faktor, terutama aktivitas matahari dan medan magnetik bumi, dimana keduanya juga akan bergantung pada lokasi geografis, musim, dan waktu.

5.4.1 Efek Ionosfer pada Jarak Ukuran

Besarnya bias ionofer pada data ukuran jarak dari satelit ke pengamat di permukaan Bumi, d_{ion}, dapat diestimasi dengan persamaan dasar berikut:

$$d_{ion} = \int \{1 - n(s)\}.ds \qquad (5.9)$$

dimana n(s) adalah refraksi ionosfer sepanjang lintasan sinyal dalam lapisan ionosfer. Pada persamaan di atas terlihat bahwa untuk

menentukan besarnya efek ionosfer tersebut, indeks refraksi ionosfer harus dispesifikasikan terlebih dahulu.

Indeks refraksi ionosfer (n) telah diturunkan oleh Appleton dan Hartree, dan dapat diformulasikan sebagai [*Klobuchar,* 1996]:

$$n^2 = 1 - \frac{X}{1 - iZ - \frac{Y_T^2}{2.(1 - X - iZ)} \pm \left[\frac{Y_T^4}{4.(1 - X - iZ)^2} + Y_L^2 \right]^{1/2}} \qquad (5.10)$$

dimana :

$$\begin{aligned} X &= Ne^2/(e_0 m\omega^2) = f_n^2/f^2 \\ Y_L &= eB_L/(m\omega) = f_H \cos\theta/f \\ Y_T &= eB_T/(m\omega) = f_H \sin\theta/f \\ Z &= f_u/\omega \\ \omega &= 2\pi f \end{aligned} \qquad (5.11)$$

Pada persamaan (5.11) di atas,

N = konsentrasi elektron,
e = muatan elektron = -1,602 . 10^{-19} Coulomb,
ε_0 = permitivitas ruang hampa = 8,854 . 10^{-12} Farad/m,
m = massa diam elektron = 9,107 . 10^{-31} kg,
θ = sudut arah rambat gelombang terhadap medan magnetik Bumi,
f_u = frekuensi tumbukan netral elektron, sekitar 10^4 Hz,
f_H = frekuensi giro elektron = 1,5 MHz (tipikal),
f_n = frekuensi plasma, jarang melebihi 20 MHz,
f = frekuensi gelombang elektromagnetik, dan
B_L dan B_T adalah komponen dari medan magnetik Bumi.

Dengan akurasi lebih baik dari 1%, persamaan (5.10) di atas dapat diaproksimasi dengan persamaan berikut, yang mengakomodasi suku pertama dan mengabaikan suku-suku tinggi [*Klobuchar,* 1996]

$$n = 1 - (X/2) = Ne^2/(2\varepsilon_0 m\omega^2) \qquad (5.12)$$

Dengan memasukkan nilai-nilai e, ε_0 dan m ke persamaan di atas akan diperoleh persamaan:

$$n = 1 - 40{,}3\ N/f^2 \qquad (5.13)$$

Berdasarkan persamaan (5.9) di atas, maka efek ionosfer orde pertama pada data ukuran jarak adalah:

$$d_{ion} = \frac{40{,}3}{f^2} \int N.ds = \frac{40{,}3\ .\ STEC}{f^2} \qquad (5.14)$$

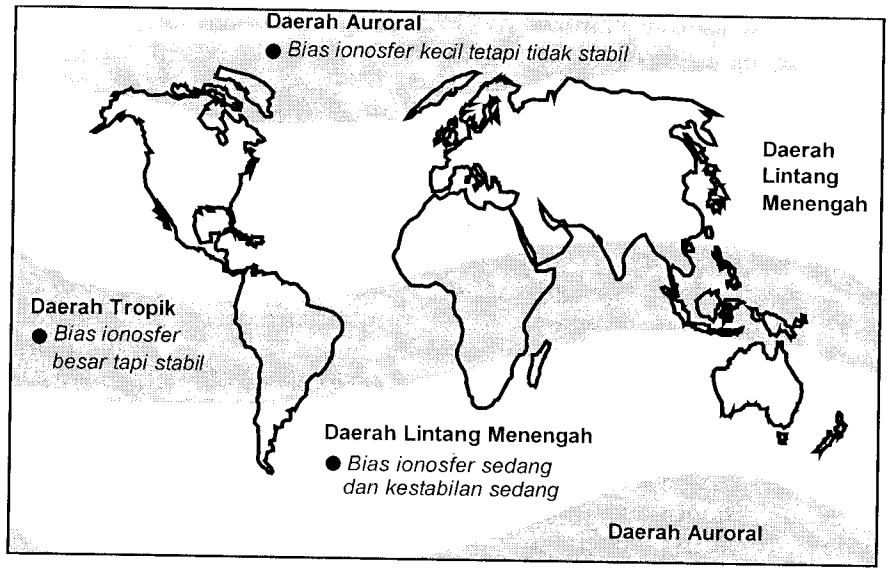
dimana STEC (*Slant Total Electron Content*) adalah jumlah elektron sepanjang lintasan sinyal dalam lapisan ionosfer, di dalam suatu silinder yang luas penampangnya 1 m^2. Pada persamaan di atas, STEC dinyatakan dalam unit elektron/m^2, frekuensi dalam unit Hertz, dan d_{ion} dalam unit m. Kadangkala STEC juga dinyatakan dalam unit TECU (TEC Unit), dimana 1 TECU = 10^{16} elektron/m^2.

Patut dicatat di sini bahwa pada frekuensi sekitar 1,2 GHz (contoh untuk sinyal satelit GPS), bias ionosfer pada jarak ukuran bisa lebih dari 150 m sampai kurang dari 5 m. Besarnya bias ionosfer tersebut didominasi oleh orde pertama bias ionosfer. Sedangkan orde kedua (fungsi dari $1/f^3$) dan orde ketiga (fungsi dari $1/f^4$) secara total hanya akan mencapai level maksimum sebesar beberapa desimeter [*Wubbena,* 1991].

5.4.2 Variasi Efek Ionosfer

Secara umum konsentrasi elektron dalam ionosfer akan bervariasi secara harian (diurnal), musim, lokasi, aktivitas matahari, serta ketinggian dalam lapisan tersebut [*McNamara,* 1991]. Dengan kata lain efek ionosfer akan mempunyai variasi spasial dan juga temporal. **Variasi spasial** dari efek ionosfer umumnya berfrekuensi rendah dan terutama terkait dengan regionisasi dari aktivitas ionosfer (daerah ekuator, lintang menengah, dan daerah auroral), seperti yang ditunjukkan pada Gambar 5.9. Pada daerah ekuator, bias ionosfer umumnya mempunyai nilai yang besar tetapi relatif stabil (fluktuasi nilai biasnya secara temporal relatif tidak terlalu besar). Pada daerah auroral, meskipun nilai dari bias ionosfer relatif kecil tetapi relatif cukup fluktuatif. Sedangkan pada daerah lintang menengah, nilai dari bias ionosfer dan fluktuasinya umumnya berada pada level menegah (sedang).

Sedangkan **variasi temporal** dari efek ionosfer bisa berfrekuensi tinggi (*scintillation*), menengah (variasi harian dan musiman), maupun rendah (variasi 11 tahunan). ***Scintillation*** adalah variasi temporal berfrekuensi tinggi pada amplitudo dan fase dari sinyal, yang disebabkan adanya ketidakteraturan (*irregularities*) pada lapisan ionosfer.

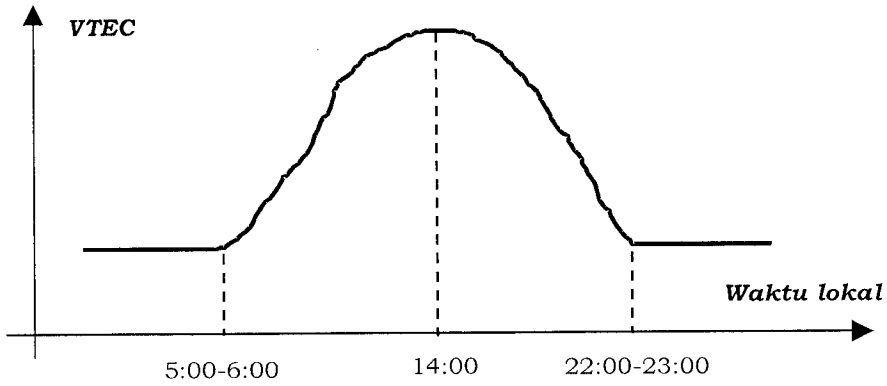


Gambar 5.9 Regionisasi dari aktivitas ionosfer

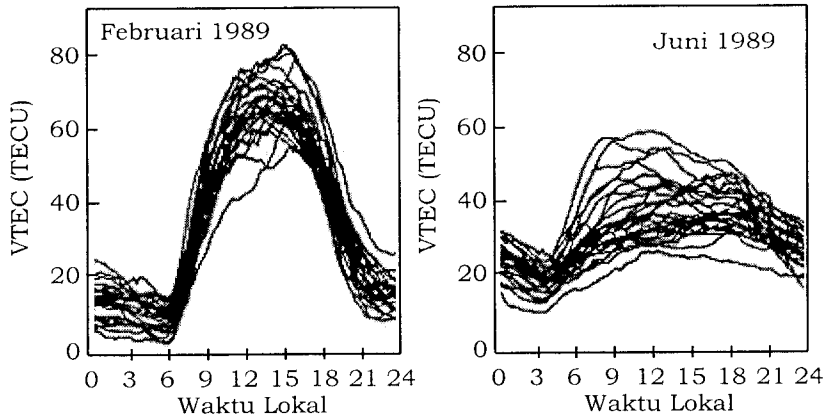
Fenomena *scintillation* ini umumnya terjadi pada daerah sepanjang garis ekuator geomagnetik bumi, yaitu meliputi wilayah 30 derajat pada kedua sisi dari garis ekuator tersebut. *Scintillation* juga umum terjadi di daerah auroral sekitar kutub. Patut dicatat bahwa *scintillation* di daerah ekuator umumnya mempunyai efek yang maksimum dalam selang waktu kira-kira satu jam setelah matahari terbenam sampai tengah malam [*Klobuchar*, 1991]. Oleh sebab itu untuk pengamatan yang sangat teliti di daerah ekuator, selang waktu di atas sebaiknya tidak digunakan. Dari pengalaman didapatkan bahwa efek *scintillation* biasanya kurang berarti dari bulan April sampai Agustus pada daerah bujur Amerika, Afrika, dan India; tetapi maksimum di daerah Pasifik. Dari bulan September sampai Maret, situasinya adalah terbalik [*Seeber*, 1993].

Aktivitas ionosfer juga mempunyai variasi temporal yang **bersifat harian**. Dalam hal ini, secara empirik didapatkan bahwa sesuai dengan aktivitas matahari yang relatif tinggi, nilai TEC yang terbesar biasanya terjadi pada tengah hari (jam 2 siang waktu lokal), seperti yang ditunjukkan idealisasinya pada Gambar 5.10.

Dari hasil pengamatan sebenarnya, yang contohnya diberikan pada Gambar 5.11 terlihat bahwa variasi harian VTEC di suatu tempat akan bervariasi dari hari ke hari dan dari bulan ke bulan. Contoh ini adalah hasil pengamatan di stasiun Hamilton, AS (daerah lintang menengah) pada bulan Februari dan Juni tahun 1989 yang secara siklus aktivitas matahari merupakan tahun solar maksimum. Untuk lokasi, bulan, dan tahun yang berbeda, karakteristik detail dari variasi harian VTEC ini umumnya akan juga berbeda.



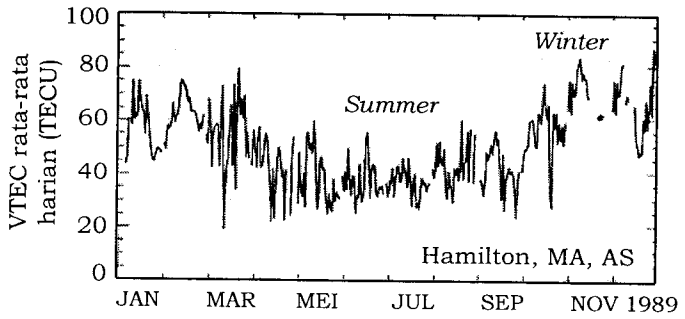
Gambar 5.10 Idealisasi variasi harian dari VTEC



Gambar 5.11 Contoh nilai VTEC harian dalam waktu sebulan yang diamati di stasiun Hamilton, MA, AS; dari [*Klobuchar & Kunches*, 2000]

Dari Gambar 5.11 juga terlihat bahwa pada malam hari, seiring dengan melemahnya radiasi matahari terhadap lapisan ionosfer, maka nilai VTEC secara umum akan mengecil dibandingkan pada siang hari. Perlu ditekankan di sini bahwa pada penentuan posisi atau survai dengan satelit, jadwal pengamatan satelit sebaiknya disesuaikan dengan variasi harian dari aktivitas ionosfer tersebut, kecuali kalau receiver satelit dua frekuensi digunakan.

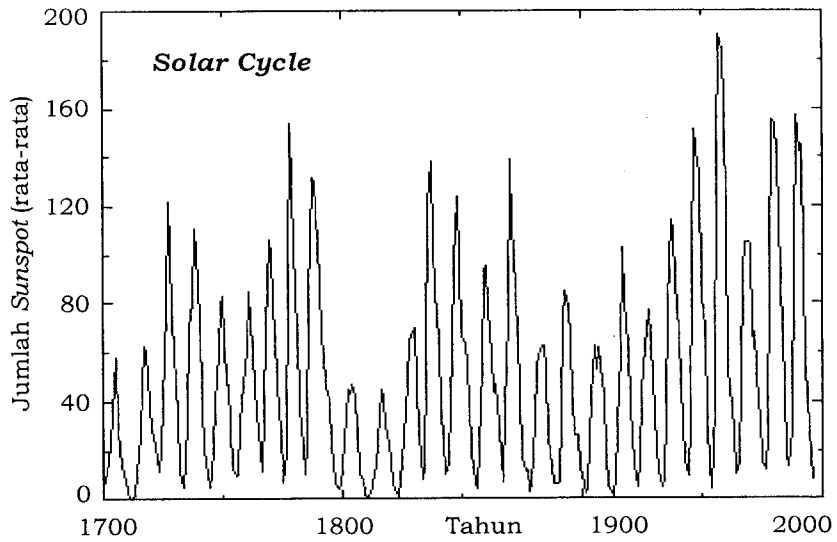
Disamping mempunyai variasi harian, nilai VTEC di suatu lokasi juga akan **bervariasi dengan musim**, seperti yang ditunjukkan pada Gambar 5.12 berikut. Gambar ini menunjukkan nilai rata-rata VTEC harian pada siang hari (jam 11:00 - 17:00) yang diamati di stasiun Hamilton, AS. Dari Gambar ini terlihat bahwa untuk tahun solar maksimum (dalam hal ini 1989) nilai VTEC rata-rata siang hari pada musim dingin (*winter*) relatif jauh lebih besar dibandingkan nilainya pada musim panas (*summer*).



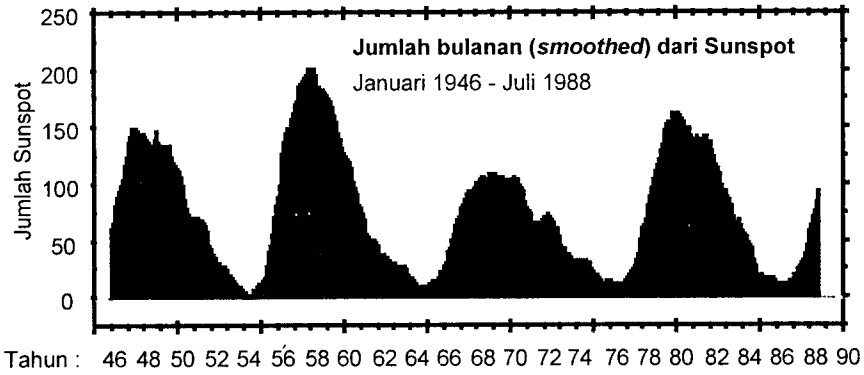
Gambar 5.12 Contoh variasi musiman dari nilai VTEC, diamati pada 1989 (solar maksimum); dari [*Doherty et al.*, 2000]

Seperti yang telah disebutkan sebelumnya, aktivitas ionosfer akan bergantung pada aktivitas matahari, yaitu terutama aktivitas magnetiknya. Dalam hal ini, aktivitas magnetik matahari yang paling signifikan adalah aktivitas yang mempunyai periode sekitar 11 tahun, yang umum dinamakan **siklus matahari (*solar cycle*).** Salah satu efek dari siklus matahari ini adalah adanya variasi dalam jumlah *sunspot* yang nampak pada permukaan matahari, seperti yang diilustrasikan pada Gambar 5.13. *Sunspot* sendiri adalah daerah di permukaan matahari yang bermedan magnetik sangat kuat, dan ukurannya bervariasi dari 2500 km sampai lebih dari 50000 km dalam diameternya. *Sunspot* biasanya nampak lebih hitam dari daerah sekelilingnya, karena suhunya yang lebih dingin beberapa ribu derajat dari daerah sekelilingnya.

Semakin banyak jumlah *sunspot* yang ada mengindikasikan semakin tingginya aktivitas matahari, dan sebaliknya. Dari pengamatan didapatkan bahwa jumlah *sunspot* ini mempunyai siklus sekitar 11 tahun, seperti yang diilustrasikan pada Gambar 5.13. Dari siklus 11-tahunan ini, sebagai contoh jumlah *sunspot* adalah maksimum pada tahun 1980 dan minimum pada tahun 1986. Maksimum berikutnya akan terjadi sekitar tahun 2001 atau 2002. Perlu dicatat dari Gambar 5.13 dan 5.14 bahwa jumlah maksimum dan minimum dari sunspot berbeda-beda untuk setiap siklus matahari.



Gambar 5.13 Variasi jumlah *sunspot*, dari tahun 1700 sampai 2000 [*IPS*,2000]



Gambar 5.14 Variasi 11-tahunan dari jumlah *sunspot*

Dalam kasus penentuan posisi dan survai dengan satelit, seperti contohnya dengan satelit GPS, ada beberapa cara yang dapat digunakan untuk mereduksi efek dari bias ionosfer pada data ukuran jarak, yaitu [*Abidin*, 2000]:

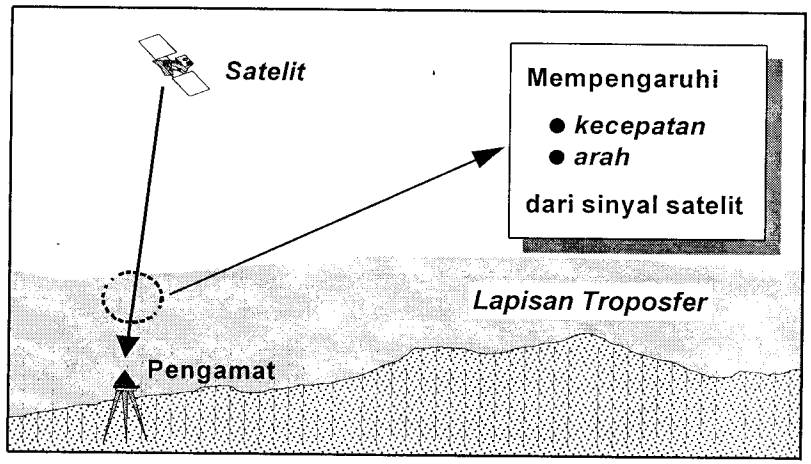
- menggunakan data pengamatan pada dua frekuensi, L1 dan L2, untuk mengeliminasi efek ionosfer orde pertama,
- melakukan pengurangan (*differencing*) dari data pengamatan yang diamati dari dua stasiun yang berbeda,

- memperpendek jarak antara titik-titik pengamatan,
- melakukan pengamatan pada pagi atau malam hari,
- menggunakan model prediksi global ionosfer (untuk data pengamatan satu frekuensi) seperti model Bent dan Klobuchar, serta
- menggunakan parameter koreksi ionosfer yang ditentukan oleh sistem eksternal seperti sistem *Wide Area Differential* GPS (WADGPS).

Dalam operasionalisasinya, beberapa metode di atas dapat diterapkan sekaligus secara simultan.

5.5 PROPAGASI SINYAL DALAM TROPOSFER

Sinyal dari satelit untuk sampai ke permukaan Bumi harus melalui lapisan troposfir, yaitu lapisan atmosfir netral yang berbatasan dengan permukaan bumi dimana temperatur menurun dengan membesarnya ketinggian. Lapisan troposfir ini mempunyai ketebalan sekitar 9 sampai 16 km, tergantung dengan tempat dan waktu. Ketika melalui troposfir sinyal satelit akan mengalami refraksi, yang menyebabkan perubahan pada kecepatan dan arah dari sinyal tersebut, seperti yang diilustrasikan pada Gambar 5.15. Efek utama dari troposfir dalam hal ini adalah terhadap kecepatan, atau dengan kata lain terhadap hasil ukuran jarak.



Gambar 5.15 Efek troposfer terhadap sinyal satelit

Pada frekuensi sinyal di bawah 30 GHz, magnitude dari bias troposfir tidak tergantung pada frekuensi, dan oleh sebab itu besarnya tidak dapat diestimasi dengan pengamatan pada dua frekuensi. Sebagai contoh, magnitude dari bias dari bias troposfir pada

ukuran jarak ke satelit GPS berkisar sekitar 2,3 m di arah zenith sampai 20 m pada 10° di atas horizon.

Bias troposfer biasanya dipisahkan menjadi komponen kering (≈ 90% dari bias total) dan komponen basah. Dengan menggunakan model troposfer (seperti model-model Hopfield, Saastamoinen, Marini dll.nya) serta data ukuran meteorologi (temperatur, tekanan, dan kelembaban) di permukaan bumi, magnitude komponen kering dari bias troposfer biasanya dapat diestimasi sampai ketelitian ≈ 1%.

Sedangkan magnitude dari komponen basah, yang terutama bergantung pada kandungan uap air sepanjang lintasan sinyal, biasanya lebih sulit untuk diestimasi secara teliti dari data pengamatan meteorologi di permukaan bumi. Dengan menggunakan data meteorologi di permukaan bumi, magnitude dari komponen basah ini biasanya hanya bisa diprediksi sampai dengan ketelitian ≈ 3 - 4 cm [*Wells et al.*, 1986]. Untuk mendapatkan ketelitian yang lebih baik dari magnitude komponen basah ini, peralatan WVR [*Water Vapour Radiometer*] yang dapat mengukur kandungan uap air sepanjang lintasan sinyal, dapat digunakan. Akan tetapi instrumen ini cukup mahal harganya, ukurannya cukup besar, dan juga cukup berat.

Dalam konteks penentuan posisi atau survai dengan satelit, misalnya satelit GPS, ada beberapa cara yang dapat diterapkan untuk mereduksi besarnya efek troposfer, yaitu:

- melakukan *differencing* hasil pengamatan yang diamati dari dua stasiun yang berbeda,
- memperpendek jarak antara titik-titik pengamatan,
- mengusahakan kedua stasiun pengamat berada pada ketinggian serta kondisi meteorologis yang relatif sama,
- menggunakan model koreksi standar troposfer seperti model Hopfield dan Saastamoinen,
- menggunakan model koreksi lokal troposfer,
- menggunakan pengamatan Water Vapour Radiometer (WVR) untuk mengestimasi besarnya komponen basah,
- mengestimasi besarnya parameter bias troposfer, biasanya dalam bentuk *zenith scale factor* untuk setiap lintasan satelit, dan
- menggunakan parameter koreksi troposfer yang ditentukan oleh sistem eksternal seperti sistem *Wide Area Differential* GPS (WADGPS).

Dalam operasionalisasinya, beberapa metode di atas dapat diterapkan sekaligus secara simultan.

5.6 MODEL KOREKSI TROPOSFER

Besarnya bias troposfer yang dialami oleh data ukuran jarak dari satelit ke pengamat di permukaan Bumi, d_{trop}, dapat diestimasi dengan persamaan dasar berikut:

$$d_{trop} = \int_R^A \{n(s)-1\}.ds = 10^{-6}.\int_R^A N(s).ds, \quad (5.15)$$

dimana n(s) dan N(s) adalah indeks refraksi dan refraktivitas sepanjang jalur sinyal satelit dalam lapisan troposfer, dari titik pengamat R sampai titik di lapisan atas troposfer A.

Untuk dapat mengestimasi besarnya bias troposfer pada persamaan (5.15) di atas, maka nilai indeks refraksi, atau dengan kata lain nilai temperatur, tekanan, dan kelembaban di titik-titik sepanjang lintasan sinyal harus diketahui. Karena secara praktis hal ini sulit untuk direalisasi, maka umumnya bias troposfer ini diestimasi dengan menggunakan data temperatur, tekanan, dan kelembaban udara yang diukur di permukaan bumi.

Dalam pengestimasian besarnya bias troposfer ini, dikenal beberapa model standar troposfer, yaitu antara lain model-model Hopfield, Saastamoinen, Black, Marini, dll. Dari beberapa model tersebut yang cukup banyak digunakan dalam pengolahan data satelit seperti GPS adalah model Hopfield dan Saastamoinen.

5.6.1 Model Hopfield

Pada model Hopfield, besarnya bias troposfer diestimasi sebagai penjumlahan dari komponen basah dan komponen kering sebagai berikut:

$$d_{trop} = d_{dry} + d_{wet} \quad (5.16)$$

dimana komponen kering (d_{dry}) dan komponen basah (d_{wet}) tersebut diestimasi dengan formula berikut [*Hopfield,* 1969]:

$$d_{dry} = mf_d . d_{dry}^z \quad (5.17)$$

$$d_{wet} = mf_w . d_{wet}^z \quad (5.18)$$

Pada persamaan di atas, mf_d dan mf_w adalah fungsi pemetaan (*mapping function*) untuk komponen kering dan basah; dan d_{dry}^z dan d_{wet}^z adalah komponen kering dan basah dari bias troposfer dalam arah zenith yang dapat diformulasikan sebagai:

$$d_{dry}^z = (10^{-6}/5). N_{dry,o} . h_d \quad (5.19)$$

$$d_{wet}^z = (10^{-6}/5). N_{wet,o} . h_w \quad (5.20)$$

$N_{dry,o}$ dan $N_{wet,o}$ pada persamaan di atas masing-masing adalah refraktivitas kering dan basah di permukaan bumi, yang dapat dinyatakan sebagai berikut:

$$N_{dry,o} = (77,64) . (p/T) \quad (5.21)$$

$$N_{wet,o} = -(12,96)(e/T) + (3,718 .10^5)(e/T^2) \quad (5.22)$$

dimana p adalah tekanan atmosfer (mbar), e adalah tekanan parsial dari uap air (mbar), dan T adalah temperatur (°K), kesemuanya di permukaan Bumi.

Pada persamaan (5.19) dan (5.20), h_d dan h_w masing-masing adalah ketinggian lapisan kering dan basah yang diformulasikan sebagai:

$$h_d = 40136 + 148,72(T - 273,16) \quad (5.23)$$

$$h_w = 11000 \text{ m} \quad (5.24)$$

Besarnya fungsi pemetaan dari arah zenith ke arah satelit pada persamaan (5.17) dan (5.18) diformulasikan sebagai berikut:

$$mf_d = 1 / [\sin (E^2 + 6,25)^{0.5}] \quad (5.25)$$

$$mf_w = 1 / [\sin (E^2 + 2,25)^{0.5}] \quad (5.26)$$

dimana E adalah sudut elevasi satelit dalam derajat.

5.6.2 Model Saastamoinen

Pada model Saastamoinen, besarnya bias troposfer dihitung dengan menggunakan rumus berikut [*Saastamoinen,* 1973]:

$$dtrop = \frac{0,002277}{\cos z}.\left\{p + \left(\frac{1255}{T} + 0,05\right).e - \tan^2 z\right\} \quad (5.27)$$

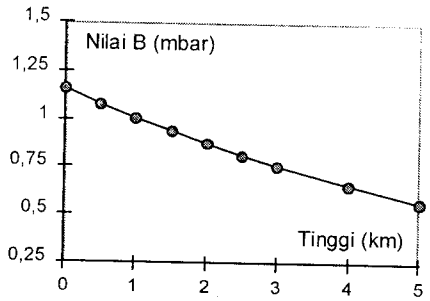
dimana p adalah tekanan atmosfer (mbar), e adalah tekanan parsial dari uap air (mbar), T adalah temperatur (°K), dan z adalah sudut zenith ke satelit yang diamati.

Rumus di atas selanjutnya diperbaharui dengan menambahkan dua faktor koreksi, dimana faktor pertama bergantung pada ketinggian dari lokasi pengamat, dan faktor kedua bergantung pada ketinggian serta sudut zenith dari satelit. Model Saastamoinen yang telah diperbaharui ini mempunyai formulasi sebagai berikut [*Bauersima,* 1983]:

$$dtrop = \frac{0,002277}{\cos z}.\left\{p + \left(\frac{1255}{T} + 0,05\right).e - B.\tan^2 z\right\} + \delta R \quad [5.28]$$

Pada rumus di atas, nilai faktor koreksi B dapat diinterpolasi dari nilai-nilai yang diberikan pada Gambar 5.16, dan nilai faktor koreksi δR dapat ditentukan dengan menggunakan Tabel 5.4 [*Hoffmann-Wellenhof et al.*, 1997].

Ketinggian (km)	B (mbar)
0,0	1,156
0,5	1,079
1,0	1,006
1,5	0,938
2,0	0,874
2,5	0,813
3,0	0,757
4,0	0,654
5,0	0,563



Gambar 5.16 Nilai faktor koreksi B pada model Sastamoinen

Tabel 5.4 Nilai faktor koreksi δR pada model Saastamoinen

Sudut Zenith	Ketinggian stasiun di atas permukaan laut (km)							
	0	0,5	1,0	1,5	2,0	3,0	4,0	5,0
60° 00'	0,003	0,003	0,002	0,002	0,002	0,002	0,001	0,001
66° 00'	0,006	0,006	0,005	0,005	0,004	0,003	0,003	0,002
70° 00'	0,012	0,011	0,010	0,009	0,008	0,006	0,005	0,004
73° 00'	0,020	0,018	0,017	0,015	0,013	0,011	0,009	0,007
75° 00'	0,031	0,028	0,025	0,023	0,021	0,017	0,014	0,011
76° 00'	0,039	0,035	0,032	0,029	0,026	0,021	0,017	0,014
77° 00'	0,050	0,045	0,041	0,037	0,033	0,027	0,022	0,018
78° 00'	0,065	0,059	0,054	0,049	0,044	0,036	0,030	0,024
78° 30'	0,075	0,068	0,062	0,056	0,051	0,042	0,034	0,028
79° 00'	0,087	0,079	0,072	0,065	0,059	0,049	0,040	0,033
79° 30'	0,102	0,093	0,085	0,077	0,070	0,058	0,047	0,039
79° 45'	0,111	0,101	0,092	0,083	0,076	0,063	0,052	0,043
80° 00'	0,121	0,110	0,100	0,091	0,083	0,068	0,056	0,047

5.6.3 Model Black

Pada model Black, besarnya bias troposfer dihitung dengan menggunakan rumus berikut [*Black,* 1978]:

$$d_{trop} = mf_d^b . d_{dry}^z + mf_w^b . d_{wet}^z \qquad (5.29)$$

dimana komponen kering dan basah dari bias troposfer dalam arah zenith, d_{dry}^z dan d_{wet}^z, dihitung seperti pada model Hopfield, dengan menggunakan persamaan (5.19) sampai (5.24).

Sedangkan besarnya fungsi pemetaan (*mapping function*) untuk komponen kering (mf_d^b) dan basah (mf_w^b) di atas, dihitung dengan persamaan berikut:

$$mf_d^b = \sqrt{1 - \frac{\cos^2 E}{\left(1 + \frac{l_c . h_d}{r}\right)^2}} - b(E) \qquad (5.30)$$

$$mf_w^b = \sqrt{1 - \frac{\cos^2 E}{\left(1 + \frac{l_c . h_w}{r}\right)^2}} - b(E) \qquad (5.31)$$

dimana r adalah jarak geosentrik dari stasiun pengamat, h_d dan h_w adalah seperti diformulasikan pada persamaan (5.23) dan (5.24) dan l_c adalah seperti yang diformulasikan pada persamaan berikut:

$$l_c = 0,167 - \{0,076 + 0,00015.(T-273)\} . e^{-0.3E} \qquad (5.32)$$

dimana T adalah temperatur (°K) dan E adalah sudut elevasi dari satelit (dalam derajat). Sedangkan koreksi akibat adanya pelengkungan (*bending*) sinyal, b(E), pada persamaan (5.30) dan (5.31) diformulasikan sebagai berikut:

$$b(E) = 1,92/(E^2 + 0,6) \qquad (5.33)$$

Perlu dicatat bahwa untuk elevasi satelit (E) di atas 30°, *Black* (1978) mengajukan formulasi sederhana berikut untuk mengestimasi bias troposfer:

$$d_{trop} = 2,31 . p . \text{cosec } E + k_w . \text{cosec } E \qquad (5.34)$$

dimana p adalah tekanan udara (dalam atm), dan k_w adalah konstanta empirik regional yang nilainya diberikan pada Tabel 5.5 berikut.

Tabel 5.5 Nilai k_w untuk beberapa region pengamatan

Nilai k_w	Berlaku untuk
0,28	musim panas di daerah tropik atau lintang menengah
0,20	musim semi atau gugur di daerah lintang menengah
0,12	musim dingin di daerah lintang menengah (lautan)
0,06	musim dingin di daerah lintang menengah (daratan)
0,05	daerah kutub

5.6.4 Fungsi-fungsi Pemetaan (*Mapping Functions*)

Dari model-model estimasi bias troposfer di atas terlihat bahwa fungsi pemetaan berfungsi untuk mentransformasikan bias troposfer dalam arah vertikal ke bias troposfer dalam arah ke satelit. Se-

cara teoretis, fungsi pemetaan akan bergantung pada sudut elevasi satelit serta kondisi meteorologis, dan ketelitian nilai fungsi ini akan menentukan ketelitian koreksi troposfer untuk data ukuran jarak yang bersangkutan.

Untuk sudut elevasi mendekati 90^0, fungsi pemetaan yang sederhana biasanya sudah memadai. Tapi untuk sudut elevasi yang relatif rendah, fungsi pemetaan yang lebih canggih dan realistis dengan karakteristik atmosfer Bumi akan diperlukan.

Selain fungsi-fungsi pemetaan yang telah ditunjukkan pada model Hopfield, Saastamoinen, dan Black di atas, ada beberapa fungsi pemetaan yang relatif lebih canggih, yaitu antara lain fungsi-fungsi Marini, Davis, Chao, dan Lanyi. Fungsi-fungsi pemetaan ini dapat digunakan dengan model-model bias troposfer lainnya. Formulasi dari beberapa fungsi pemetaan tersebut akan diberikan secara singkat berikut ini.

Fungsi pemetaan Marini diformulasikan dalam bentuk fraksi berkelanjutan seperti berikut [*Marini,* 1972, *Spilker,* 1996]:

$$mf(E) = \cfrac{1}{\sin E + \cfrac{a}{\sin E + \cfrac{b}{\sin E + \cfrac{c}{\sin E + ...}}}} \qquad (5.35)$$

dimana a, b, c, ... adalah konstanta-konstanta.

Dengan menggunakan bentuk umum yang diajukan Marini di atas, ***Chao*** menyusun suatu fungsi pemetaan untuk komponen kering dan basah sebagai berikut [*Chao,* 1974; *Spilker,* 1996]:

$$mf_d(E) = \frac{1}{\sin E + \cfrac{0,00143}{\tan E + 0,0445}} \qquad (5.36)$$

$$mf_w(E) = \frac{1}{\sin E + \cfrac{0,00035}{\tan E + 0,017}} \qquad (5.37)$$

Davis juga telah memformulasikan suatu fungsi pemetaan troposfer untuk komponen kering (hidrostatik) yang cukup canggih, seperti berikut [*Davis et al.,* 1985; *Spilker,* 1996]:

$$mf(E) = \cfrac{1}{\sin E + \cfrac{a}{\tan E + \cfrac{b}{\tan E + c}}} \qquad (5.38)$$

dimana koefisien a, b, dan c pada persamaan di atas dihitung dari persamaan berikut:

$$\begin{aligned} a &= 0,001185.\{1 + 0,6071.10^{-4}.(p - 1000) - 0,1471.10^{-3}.e \\ &\quad + 0,3072.10^{-2}.(T - 20) + 0,1965.10^{-1}.(\beta + 6,5) \\ &\quad - 0,5645.10^{-2}.(h_T - 11,231)\}, \\ b &= 0,001144.\{1 + 0,1164.10^{-4}.(p - 1000) - 0,2795.10^{-3}.e \\ &\quad + 0,3109,10^{-2}.(T - 20) + 0,3038.10^{-1}.(\beta + 6,5) \\ &\quad - 0,1217.10^{-1}.(h_T - 11,231)\}, \\ c &= -0,0090 . \end{aligned} \qquad (5.39)$$

Pada persamaan (5.39) di atas, p adalah tekanan permukaan (mbar), e adalah tekanan parsial dari uap air di permukaan (mbar), T adalah temperatur permukaan (^{0}C), β adalah kecepatan penurunan temperatur dalam troposfer (^{0}C/km), dan h_T adalah tinggi tropopause (km).

Menurut *Spilker* (1996), model fungsi pemetaan Davis ini telah dibandingkan dengan hasil *ray-tracing*, dan hasil yang diperoleh menunjukkan bahwa model ini mempunyai ketelitian lebih baik dari 2,5 cm meskipun pada elevasi serendah 5^0.

Bab 6
SISTEM SLR DAN LLR

Sistem SLR (*Satellite Laser Ranging*), yang mulai dikembangkan oleh NASA pada tahun 1964 dengan peluncuran satelit Beacon-Explorer B, adalah salah satu sistem penentuan posisi absolut yang paling teliti saat ini. Sistem ini berbasiskan pada pengukuran jarak dengan laser ke satelit yang dilengkapi dengan retro-reflektor laser. Pada saat ini sistem SLR telah banyak diaplikasikan untuk berbagai aplikasi geodesi, yaitu antara lain:

- penentuan posisi absolut titik secara teliti, baik untuk keperluan realisasi sistem referensi koordinat maupun untuk studi geodinamika dan deformasi,
- penentuan orbit satelit yang dilengkapi reflektor laser,
- penentuan parameter orientasi bumi, yaitu presesi, nutasi, pergerakan kutub, dan rotasi bumi,
- studi medan gaya berat bumi.
- studi respon kerak bumi terhadap fenomena pasut lautan dan atmosfer,
- studi variasi pusat bumi (*geocenter*), dan
- penentuan nilai koefisien gravitasi GM.

Sistem LLR (*Lunar Laser Ranging*), yang mulai dikembangkan pada tahun 1969 dengan ditempatkannya sekelompok reflektor laser di permukaan Bulan oleh misi Apollo 11, pada dasarnya punya prinsip kerja yang sama dengan SLR. Hanya untuk LLR, pengukuran jarak dengan laser dilakukan ke Bulan dan bukan ke satelit. Pengukuran jarak ke Bulan dilakukan dengan memanfaatkan retro-reflektor yang ditempatkan pada permukaan Bulan oleh para astronot dari Amerika Serikat dan Rusia yang ikut dengan misi Apollo dan Luna ke Bulan. Sampai saat ini LLR telah diaplikasikan dalam berbagai bidang aplikasi geodesi, yaitu antara lain :

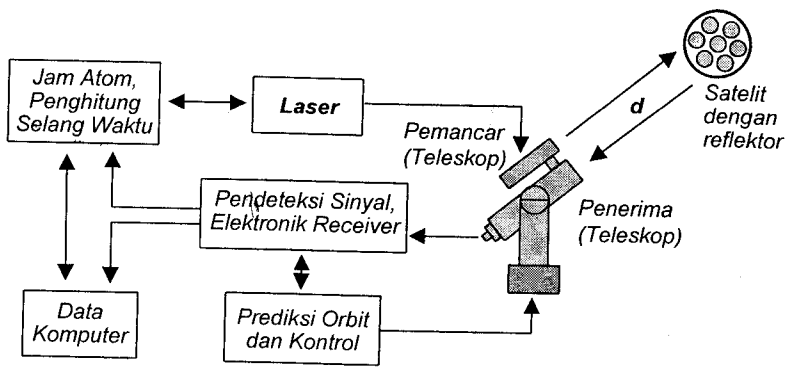
- penentuan posisi absolut titik secara teliti, baik untuk realisasi kerangka referensi koordinat maupun studi geodinamika.
- penentuan parameter orientasi Bumi,
- penentuan konstanta gravitasi (GM) Bumi dan Bulan.
- penentuan orbit Bulan serta variasi rotasinya,
- studi medan gaya berat Bulan,
- studi interaksi dinamika Bumi dan Bulan, dan
- Penentuan parameter relativitas.

6.1 PRINSIP KERJA SISTEM SLR

Sistem SLR berbasiskan pada pengukuran jarak dengan menggunakan pulsa laser yang ditembakkan dari suatu stasiun Bumi ke satelit yang dilengkapi dengan sejumlah retro-reflektor. Pulsa ini selanjutnya dipantulkan balik ke stasiun yang bersangkutan, seperti yang diilustrasikan pada Gambar 6.1. Dalam hal ini jarak ke satelit (d) dapat ditentukan dengan persamaan berikut:

$$d = c.\Delta t / 2 \qquad (6.1)$$

dimana Δt adalah waktu tempuh laser dari stasiun Bumi ke satelit dan kembali lagi ke stasiun Bumi, dan c adalah kecepatan cahaya.



Gambar 6.1 Prinsip dan skema kerja sistem SLR [*Seeber*, 1993]

Pengukuran jarak ke satelit dilakukan pada saat-saat satelit melintas di atas stasiun pengamat. Dengan menggunakan data-data pengukuran jarak ini serta informasi orbit satelit maka selanjutnya koordinat dari stasiun di Bumi dapat ditentukan.

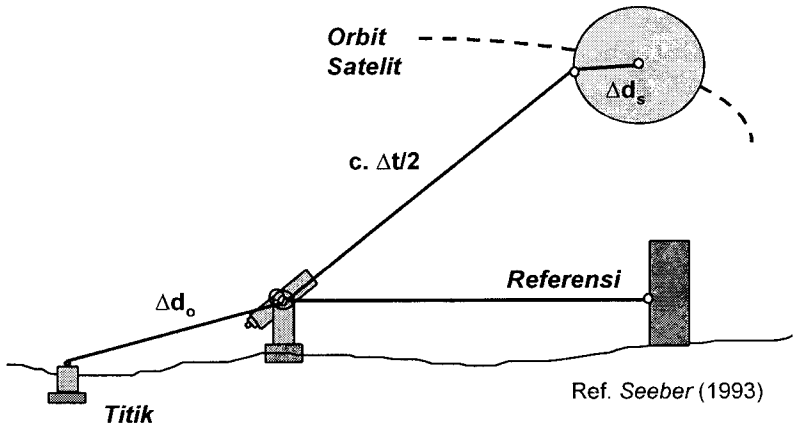
Pemancar laser modern umumnya menggunakan laser Nd:YAG (*neodymium yttrium garnet*), yang dapat membangkitkan sinar laser hijau dengan panjang gelombang 532 nm dengan pulsa yang sangat pendek selebar 30 - 200 ps serta frekuensi 5 - 10 Hz [*Montenbruck & Gill*, 2000].

Geometri pengamatan SLR serta persamaan matematis yang terlibat tidaklah sesederhana ilustrasi yang diberikan pada Gambar 6.1 serta persamaan (6.1). Secara lebih rinci geometri pengamatan SLR ini ditunjukkan pada Gambar 6.2 berikut. Mengacu pada Gambar ini, maka persamaan pengamatan jarak (d) pada SLR dapat diformulasikan sebagai berikut (*Aardoom et al.*, 1982):

$$d = c.\Delta t/2 + \Delta d_o + \Delta d_s + \Delta d_b + \Delta d_r + \eta \qquad (6.2)$$

dimana :

Δt = data ukuran waktu tempuh pulsa laser,
Δd_o = koreksi eksentrisitas di tanah,
Δd_s = koreksi eksentrisitas di satelit,
Δd_b = delay sinyal di sistem tanah (*ground system*),
Δd_r = koreksi refraksi, dan
η = kesalahan random dan bias yang tersisa.



Gambar 6.2 Geometri pengamatan SLR

Untuk SLR, refraksi yang disebabkan oleh lapisan troposfer umumnya dikoreksikan dengan menggunakan formulasi dari Marini & Murray yang juga direkomendasikan dalam Standar IERS [*McCarthy*, 1989]. Sedangkan efek dari refraksi ionosfer pada prinsipnya dapat diabaikan untuk frekuensi optik dari sinar laser.

Koreksi refraksi untuk jarak ukuran dengan model Marini & Murray tersebut dihitung dengan formulasi berikut [*Seeber*, 1993]:

$$\Delta d_r = \frac{f(\lambda)}{f(\varphi, H)} \cdot \frac{A + B}{\sin E + \dfrac{B/(A + B)}{\sin E + 0{,}01}} \qquad (6.3)$$

Pada persamaan di atas:

$$A = 0{,}002357\ P_0 + 0{,}000141\ e_0$$

$$B = 1{,}084.10^{-8}.P_0.T_0.K + 4{,}734.10^{-8}.\frac{P_0^2}{T_0}.\frac{2}{3 - 1/K} \qquad (6.4)$$

$$K = 1{,}163 - 0{,}00968.\cos 2\varphi - 0{,}00104.T_0 + 0{,}00001435.P_0$$

dimana:

E = elevasi sebenarnya dari satelit (derajat),
P_0 = tekanan udara pada stasiun pengamat (mbar),
T_0 = temperatur udara pada stasiun pengamat (^{0}K),
e_0 = tekanan uap air pada stasiun pengamat (mbar).

Sedangkan parameter frekuensi laser f(λ) adalah:

$$f(\lambda) = 0{,}9650 + \frac{0{,}0164}{\lambda^2} + \frac{0{,}000228}{\lambda^4} \qquad (6.5)$$

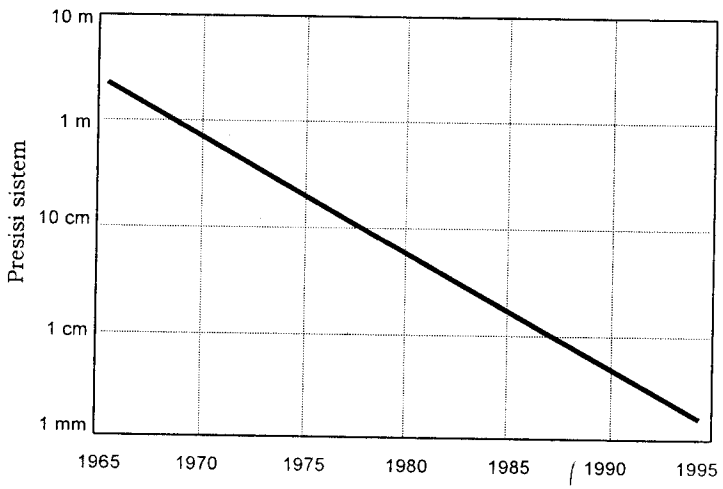
dan fungsi lokasi stasiun laser f(φ,H) adalah:

$$f(\varphi,H) = 1 - 0{,}0026 \cos 2\varphi - 0{,}00031\ H \qquad (6.6)$$

dimana λ adalah panjang gelombang laser (μm), serta φ dan H adalah lintang dan ketinggian (dalam km) dari stasiun pengamat.

Perlu juga dicatat di sini bahwa titik referensi geometris pada stasiun Bumi SLR umumnya tidak sama dengan titik nol pengamatan secara elektris. Bias ini umum dinamakan delay sinyal dan besarnya ditentukan dengan proses kalibrasi sistem.

Tingkat ketelitian data ukuran jarak dengan SLR, dari tahun ke tahun semakin teliti, seperti yang ditunjukkan pada Gambar 6.3 berikut. Gambar ini memperlihatkan bahwa tingkat ketelitian jarak SLR meningkat dari level beberapa meter pada tahun 1964 hingga mencapai beberapa mm pada saat ini.



Gambar 6.3 Ketelitian ukuran jarak SLR [*ILRS*, 2000]

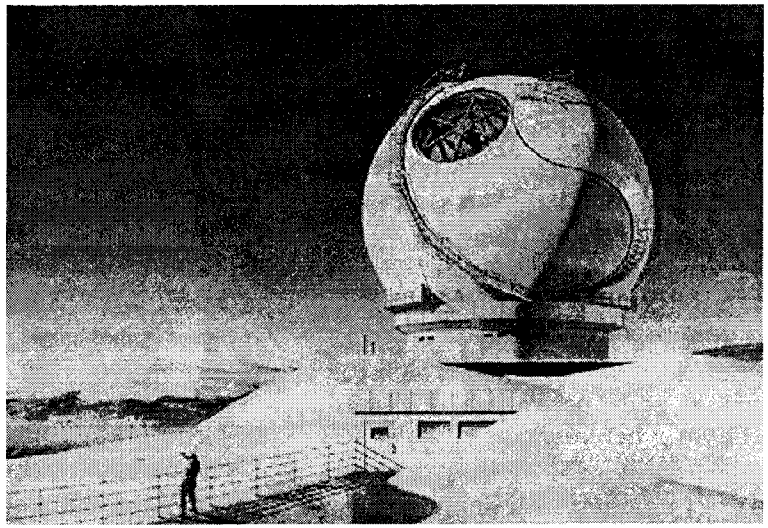
Tingkat ketelitian yang ditunjukkan pada Gambar 6.3 di atas tidak terlalu jauh berbeda dari proyeksi kemampuan SLR yang diberikan oleh *Cohen & Pearlman* (1989) sebelumnya, yang ditunjukkan pada Tabel 6.1 berikut.

Tabel 6.1 Proyeksi kemampuan SLR [*Cohen & Pearlman*, 1989]

	1988	**1993**	**1998**
• *single shot noise*	*7-30 mm*	*2-3 mm*	*1 mm*
• *normal point noise*	*2-4 mm*	*1 mm*	*< 1 mm*
• *ranging machine errors (kesalahan sistematik)*	*5-10 mm*	*2-5 mm*	
• *refraksi atmosfer*			
- model	*5 mm*	*4 mm*	*3 mm*
- multicolor		*2 mm*	*1 mm*
• *koreksi pusat massa*	*3 mm*	*1 mm*	
• *epoch*	*100 ns (0,5 mm)*	*50 ns (0,3 mm)*	*10 ns (0,1 mm)*

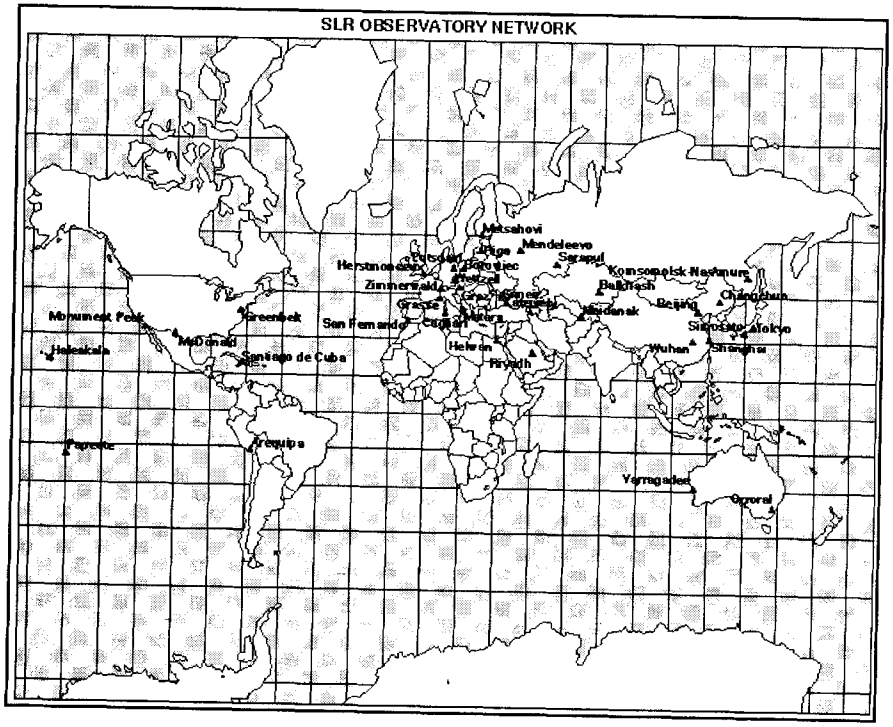
6.2 SISTEM-SISTEM SLR

Pada dasarnya suatu sistem SLR akan terdiri dari stasiun pengamat (*observatory*) SLR serta satelit-satelit SLR. Bentuk suatu stasiun pengamatan SLR dicontohkan pada Gambar 6.4. Dari Gambar ini terlihat bahwa stasiun pengamatan SLR ini relatif cukup besar.



Gambar 6.4 Contoh bentuk stasiun pengamatan SLR

Pada saat ini terdapat sekitar 40-an stasiun pengamat SLR yang tersebar di seluruh dunia, seperti yang ditunjukkan pada Gambar 6.5. Dari Gambar ini terlihat bahwa stasiun pengamat SLR banyak terdapat di Eropa dan Amerika Utara.



Gambar 6.5 Distribusi stasiun pengamat SLR [*ILSR,* 2000]

Berkaitan dengan satelit SLR, sampai saat ini sudah banyak satelit yang memang khusus didedikasikan untuk misi SLR dan juga banyak sistem satelit lainnya, seperti satelit navigasi dan satelit altimetri, yang dilengkapi dengan retro-reflektor untuk pengukuran jarak dengan laser.

Tabel 6.2 menunjukkan beberapa satelit yang pernah atau masih dilengkapi dengan retro-reflektor. Tetapi perlu dicatat di sini bahwa ILRS (*International Laser Ranging Service*) punya skala prioritas dalam penjejakan satelit-satelit SLR.

Prioritas yang digunakan oleh ILRS untuk penjejakan satelit didasarkan pada parameter orbit satelit serta keperluan dari misi satelit yang bersangkutan, yaitu sebagai berikut [*ILRS,* 2000]:

1. Prioritas akan berkurang dengan semakin tingginya orbit dan pada tinggi tertentu dengan semakin besarnya inklinasi orbit.
2. Prioritas dari beberapa satelit dapat ditingkatkan untuk mendukung misi-misi yang aktif (seperti satelit altimetri), proyek spesial (seperti IGEX 98) atau *post-launch intensive tracking phases.*
3. Modifikasi kecil dalam urutan prioritas dapat diubah sesuai dengan tuntutan yang bertambah dari komunitas pengolah data SLR.

Tabel 6.2 Satelit Dengan Reflektor Laser [*Seeber,* 1993].

1	2	3	4	5	6
BEACON-B	1964	USA	1,09	0,89	79,7
BEACON-C	1965	USA	1,32	0,94	41,2
GEOS-1	1965	USA	2,27	1,12	59,4
DIADEME-1	1967	France	1,35	0,53	40,0
DIADEME-2	1967	France	1,85	0,58	39,4
GEOS-2	1968	USA	1,61	1,08	105,8
PEOPLE	1970	France	0,75	0,52	15,0
NTS-1	1974	USA	13,77	13,45	125,1
STARLETTE	1975	France	1,11	0,81	49,8
GEOS-3	1975	USA	0,84	0,83	115,0
CASTOR D5-B	1975	France	1,28	0,27	29,9
LAGEOS-1	1976	USA	5,94	5,84	109,8
NTS-2	1977	USA	20,24	20,12	64,0
INTERCOSMOS-17	1977	USSR	0,51	0,46	82,9
SEASAT-1	1978	USA	0,77	0,76	108,0
TANSEI-4	1980	Japan	0,60	0,52	38,7
INTERCOSMOS-22	1981	USSR	0,89	0,79	81,2
AJISAI	1986	Japan	1,50	1,48	50,0
METEOSAT-P2	1988	ESA	39,79	35,78	0,1
ETALON-1	1989	USSR	19,15	10,10	64,9
ETALON-2	1989	USSR	19,15	19,10	65,4
ERS-1	1991	ESA	0,78	0,77	98,5
TOPEX	1992	USA	1,33		63,0
LAGEOS-2	1992	USA	5,90		52,6
STELLA	1993	France	0,80		98,0

Penjelasan Kolom

1. Nama Satelit
2. Tahun Peluncuran
3. Negara pemilik
4. Tinggi apoogee (satuan 1000 km)
5. Tinggi perigee (satuan 1000 km)
6. Inklinasi orbit (derajat)

Berdasarkan kriteria-kriteria di atas, sebagai contoh pada Desember 1999, *ILRS Governing Board* menetapkan skala prioritas penjejakan satelit SLR yang ditunjukkan pada Tabel 6.3 berikut.

Salah satu satelit SLR yang terkenal yang banyak diaplikasikan dalam bidang Geodesi adalah LAGEOS (*Laser Geodynamics Satellite*). Bentuk geometris dari satelit ini ditunjukkan pada Gambar 6.6, dan karakteristiknya yang lebih rinci dari satelit diberikan pada Tabel 6.4.

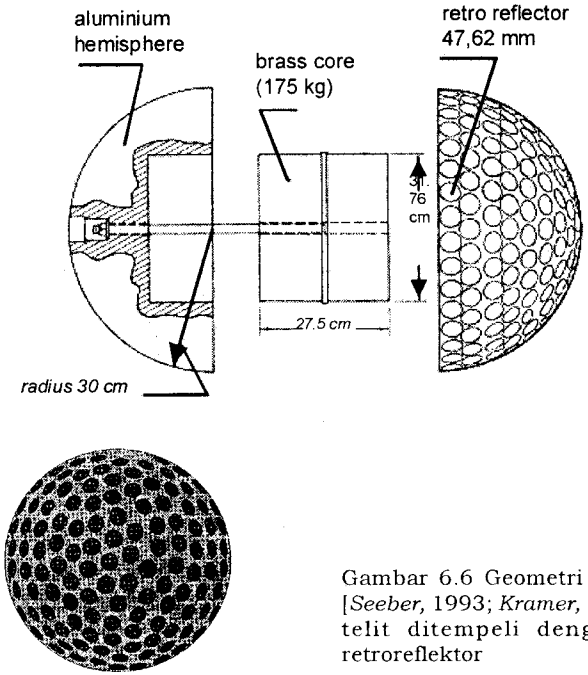
Perlu juga dicatat di sini bahwa disamping stasiun pengamatan (*observatory*) yang statik untuk pengamatan satelit-satelit SLR; pada saat ini juga sudah banyak stasiun pengamatan yang mobil, dapat dipindahkan dari satu lokasi ke lokasi bergantung keperluan.

Table 6.3. Prioritas penjejakan satelit oleh ILRS per Des. 1999.

Prioritas	Misi	Sponsor	Ketinggian (km)	Inklinasi (derajat)
1	CHAMP	GFZ	429-474	87,27
2	GFO1	US Navy	790	108,0
3	ERS2	ESA	800	98,6
4	TOPEX/ Poseidon	NASA/CNES	1.350	66,0
5	Sunsat	Stellenbosch University	650	
6	Starlette	CNES	815-1100	49,8
7	WESTPAC	WPLTN	835	98
8	Stella	CNES	815	98,6
9	BeaconC	NASA	950-1300	41
10	Ajisai	NASDA	1.485	50
11	LAGEOS2	ASI/NASA	5625	52,6
12	LAGEOS1	NASA	5850	109,8
13	GLONASS80	Russian Federation	19100	65
14	GLONASS78	Russian Federation	19100	65
15	GLONASS79	Russian	19100	65
16	GPS35	US DoD	20100	54,2
17	GPS36	US DoD	20100	55,0
18	Etalon1	Russian Federation	19100	65,3
19	Etalon2	Russian Federation	19100	65,2

Tabel 6.4 Karakteristik LAGEOS [*ILRS*, 2000]

	LAGEOS-1	LAGEOS-2
Sponsor	United States	United States & Italy
Ekspektasi hidup	beberapa dekade	beberapa dekade
Aplikasi utama	Geodesi	Geodesi
COSPAR ID	7603901	9207002
SIC Code	1155	5986
NORAD SSC Code	8820	22195
Peluncuran	May 4, 1976	October 22, 1992
RRA Diameter	60 cm	60 cm
RRA Shape	sphere	sphere
Reflectors	426 corner cubes	426 corner cubes
Orbit	Lingkaran	Lingkaran
Inklinasi	109,84 degrees	52,64 degrees
Eksentrisitas orbit	0,0045	0,0135
Tinggi Perigee	5.860 km	5.620 km
Periode	225 menit	223 menit
Berat	411 kg	405 kg



Gambar 6.6 Geometri satelit LAGEOS [*Seeber*, 1993; *Kramer*, 1996]; tubuh satelit ditempeli dengan 426 buah retroreflektor

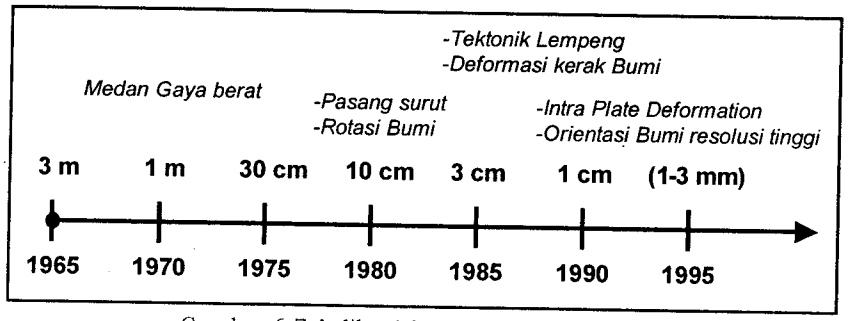
Menurut [*ILRS*, 2000] ada beberapa misi satelit di masa mendatang yang dilengkapi dengan retro-reflektor laser, yaitu :

- ADEOS-2
- ALOS
- ENVISAT
- ETS-VIII
- GFO-2
- Grace
- Gravity Probe B
- ICESAT (GLAS)
- IRS-P5
- Jason (TOPEX/Poseidon follow-on)
- VCL

Perlu dicatat di sini bahwa misi-misi satelit di atas pada dasarnya bukan didedikasikan khusus untuk SLR. Sebagai contoh, misi utama dari satelit ADEOS-2 adalah penginderaan jauh dan Jason adalah sistem satelit altimetri.

6.3 APLIKASI SLR

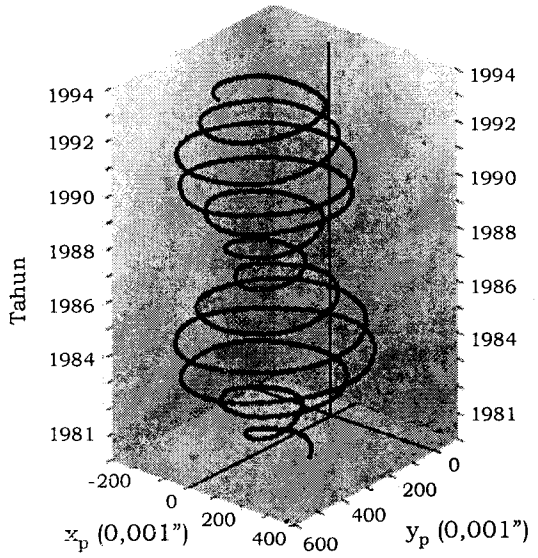
Sistem SLR terutama diaplikasikan untuk penentuan posisi absolut titik secara teliti, baik untuk keperluan realisasi sistem referensi koordinat maupun untuk studi geodinamika dan deformasi. Disamping itu SLR dimanfaatkan untuk penentuan parameter-parameter orientasi bumi serta medan gaya berat bumi. SLR juga digunakan dalam penentuan orbit satelit yang dilengkapi dengan reflektor laser. Bidang aplikasi dari SLR semakin meluas dengan semakin meningkatnya tingkat presisi ukuran jarak yang dicapai. Hal ini diilustrasikan pada Gambar 6.7 berikut ini.



Gambar 6.7 Aplikasi SLR sebagai fungsi dari tingkat presisi ukuran jarak; dari [*Seeber*, 1993]

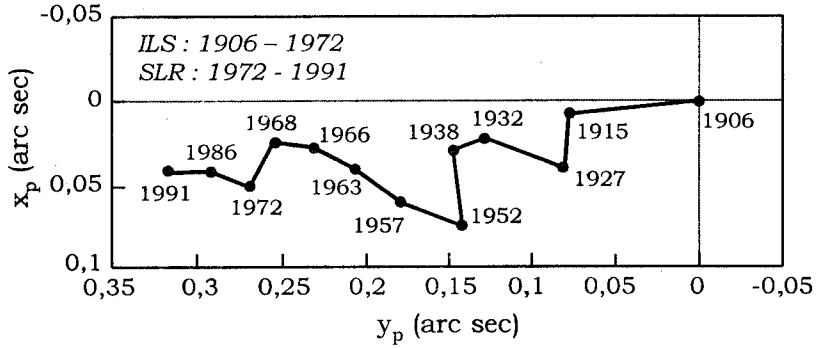
SLR dapat digunakan untuk menentukan parameter-parameter orientasi Bumi. Sebagai contoh Gambar 6.8 menunjukkan ***posisi kutub serta orientasi sumbu rotasi Bumi***, dari tahun 1981 sampai 1994, yang ditentukan dari data pengamatan SLR [*ILRS*, 2000].

Perlu dicatat di sini bahwa informasi tentang orientasi dan lokasi dari sumbu rotasi Bumi ini akan sangat bermanfaat dalam mempelajari perubahan yang terjadi dalam distribusi massa Bumi serta pertukaran momentum antar sub-sub sistem dalam sistem Bumi.



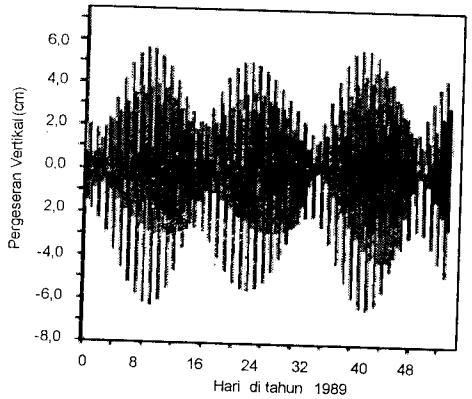
Gambar 6.8 Pergerakan kutub dari SLR [*ILRS*, 2000]

Sistem SLR juga dimanfaatkan untuk memantau ***variasi sekular dari pergerakan kutub*** yang disebabkan oleh *post-glacial rebound* dan perubahan sekular dalam keseimbangan massa lempengan es. Contoh variasi sekular posisi kutub dari tahun 1906 sampai dengan 1991 ditunjukkan pada Gambar 6.9. Dalam Gambar ini data SLR dimanfaatkan sejak tahun 1972.



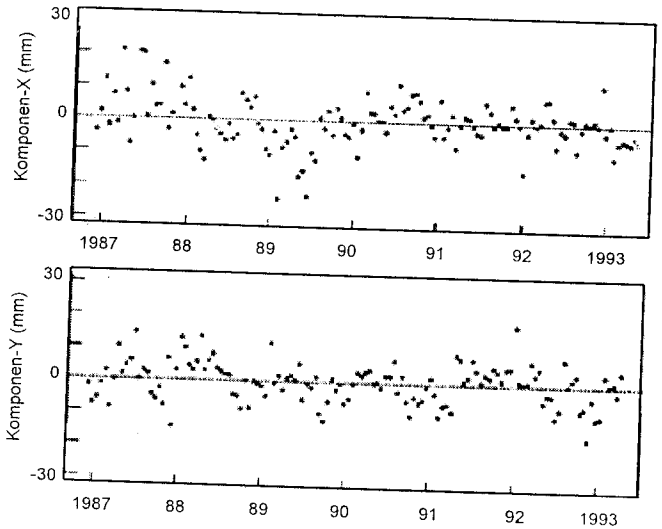
Gambar 6.9 Variasi sekular posisi kutub; kontribusi SLR sejak 1972 [*ILRS*, 2000]

Perlu juga dicatat di sini bahwa dengan mempelajari variasi temporal dari komponen koordinat vertikal dari titik, SLR juga dapat memberikan gambaran tentang ***respon kerak Bumi terhadap fenomena pasang surut lautan dan atmosfer***. Hal ini ditunjukkan pada Gambar 6.10 berikut.



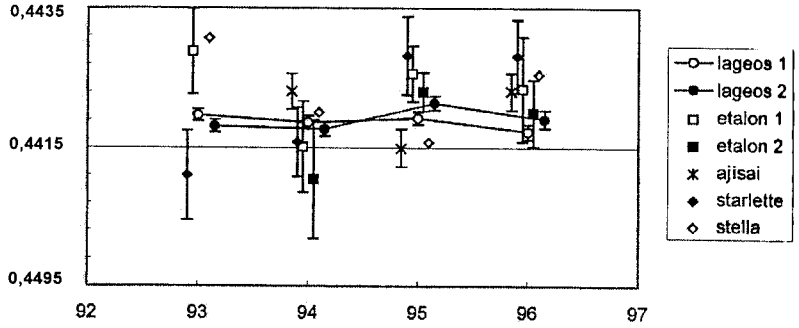
Gambar 6.10 Efek pasut dan tekanan atmosfer, ditentukan dengan SLR [*ILRS*, 2000]

Disamping parameter orientasi Bumi, SLR juga dapat digunakan untuk mempelajari ***variasi posisi dari pusat Bumi*** (*geocenter*). Gambar 6.11 berikut menunjukkan variasi pusat Bumi dalam komponen (X,Y), dari tahun 1987 sampai 1993, yang ditentukan dari analisa data SLR.



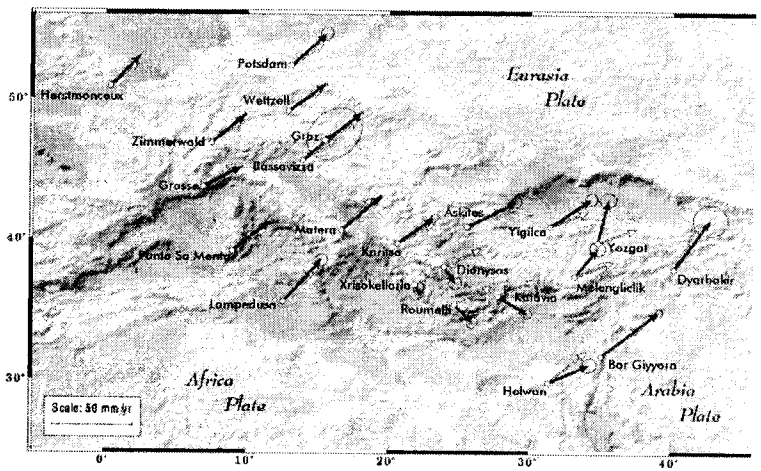
Gambar 6.11 Variasi pusat Bumi (*geocenter*), [*ILRS*,2000]

SLR juga dimanfaatkan untuk menentukan ***nilai koefisien GM***, yaitu perkalian konstanta gravitasi dengan massa Bumi. Gambar 6.12 menunjukkan variasi nilai tahunan GM (terhadap nilai nominal 398600 km^3/sec^2) yang ditentukan dari data beberapa satelit SLR. Gambar ini juga mengindikasikan tidak adanya variasi sekular pada nilai GM.



Gambar 6.12 Nilai GM yang ditentukan dengan SLR, terhadap nilai nominal 398600 km^3/sec^2 [*Smith et al.*, 2000]

Karena kemampuannya untuk menentukan parameter koordinat secara teliti sampai ke tingkat ketelitian beberapa mm, SLR juga banyak dimanfaatkan untuk studi-studi ***geodinamika dan deformasi***. Gambar 6.13 menunjukkan vektor pergeseran dari beberapa stasiun SLR yang terdapat di kawasan mediterania dan daratan Eropa.



Gambar 6.13 Vektor pergeseran titik dari SLR [*NASA-GSFC*, 2000]

Beberapa aplikasi lainnya dimana SLR berkontribusi secara langsung maupun tak langsung adalah [*ILRS*, 2000]:

- kalibrasi altimeter radar dari sistem satelit altimetri;
- pemantauan perubahan muka laut, dimana SLR berkontribusi dalam penentuan orbit satelit altimetri secara teliti serta dalam penentuan perubahan ketinggian stasiun pengamatan di kawasan pantai;
- studi variasi gaya berat akibat redistribusi massa di atmosfer, hidrosfer dan dalam Bumi; serta
- studi interaksi antara inti dan mantel Bumi.

Secara umum, hal-hal yang telah dicapai dan diselesaikan dengan menggunakan teknologi SLR, diberikan pada Tabel 6.5.

Tabel 6.5 Pencapaian teknologi SLR [*CDDIS*, 2001]

Periode	Pencapaian
1964 - 69	• Posisi stasiun ditentukan sampai ketelitian 20 m. • SLR memberikan skala untuk pengukuran satelit geodesi.
1970 - 74	• Posisi stasiun ditentukan sampai ketelitian 5 m. • Data SLR meningkatkan kualitas model gaya berat berpanjang gelombang panjang. • SLR dikombinasikan dengan data gaya berat permukaan meningkatkan kualitas model gaya berat berpanjang gelombang menengah. • SLR menentukan pergerakan kutub (satu komponen) sampai ketelitian sub-meter.
1975 - 79	• Pengukuran tektonik lempeng yang pertama dengan SLR dengan proyek SAFE. • SLR menentukan orbit satelit altimetri GEOS-3 dan Seasat.
1980 - 84	• Penemuan korelasi yang kuat untuk pertama kalinya antara pergerakan tektonik kontemporer dengan model-model geologi. • SLR meningkatkan presisi GM sekitar 10 kali. • Respon dinamis dari konveksi internal teramati. • Efek dari perubahan lempengan es dan *post-glacial rebound* teramati. • BIH bergantung pada SLR, LLR, dan VLBI untuk pemantauan kutub dan orientasi Bumi.
1985 - 89	• SLR/VLBI menetapkan kerangka referensi terestrial pertama berketelitian cm. • Pendeteksian sinyal pasut lautan dan Bumi. • Pembangunan model pasut laut yang realistis.

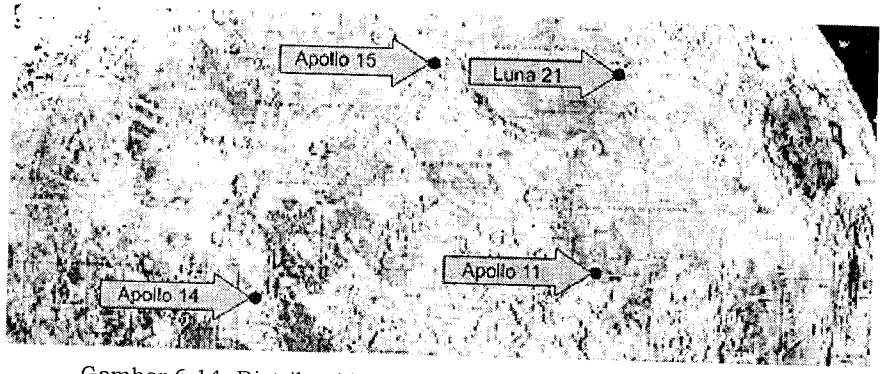
lanjutan tabel 16.5

Periode	Pencapaian
	• Melalui korelasi yang kuat dengan pergerakan kutub dari SLR, peran angin atmosfer dan EOP (*Earth Orientation Parameter*) lebih dimengerti.
1990 - 94	• Pergerakan lempeng kontemporer diukur dengan resolusi sampai mm/tahun. • SLR mendefinisikan skala terestrial (GM) dan titik asal kerangka pada level beberapa mm. • Variasi-variasi waktu zonal berkorelasi dengan tekanan atmosfer global dan redistribusi massa lautan. • TOPEX dengan penjejakan oleh SLR dan RF memberikan topografi lautan dan tinggi gelombang berketelitian cm serta menunjukkan adanya perubahan MSL global sebesar 3 mm/yr.
1995 - sekarang	• SLR mengukur pergerakan geocenter yang disebabkan oleh fenomena pasut. • SLR mengamati adanya bias dalam skala waktu paleomagnetik yang dikonfirmasi oleh para *geochronologist*. • Medan gaya berat SLR mengkonstrain model-model pasut, serta sirkulasi lautan dan atmosfer global. • Kombinasi data SLR/altimetri meningkatkan kualitas pendefinisian geoid laut. • Pemetaan topografi es yang komprehensif untuk pertama kalinya dengan satelit altimeter ERS-1/2 yang dijejak dengan SLR. • Pemetaan topografi daratan dengan satelit altimetri yang dijejak oleh SLR sedang dikembangkan.

6.4 SISTEM LLR

Prinsip kerja sistem LLR adalah sama dengan sistem SLR. Hanya kalau pada SLR, retro-reflektor ditempatkan di satelit, pada LLR retro-reflektornya ditempatkan di permukaan Bulan. Reflektor LLR di Bulan ditempatkan oleh para astronot dari misi Apollo (USA) dan Luna (Rusia). Sistem LLR mulai diimplementasikan sejak tahun 1969.

Distribusi lokasi dari reflektor LLR yang ditempatkan di Bulan ditunjukkan pada Gambar 6.14 berikut. Sebenarnya sudah ada 5 kelompok reflektor yang ditempatkan di Bulan. Namun satu kelompok yang ditempatkan oleh awak Luna 17 tidak bisa digunakan, karena tertutup debu. Sejarah penempatan dari kelompok retro-reflektor tersebut diberikan pada Tabel 6.6.

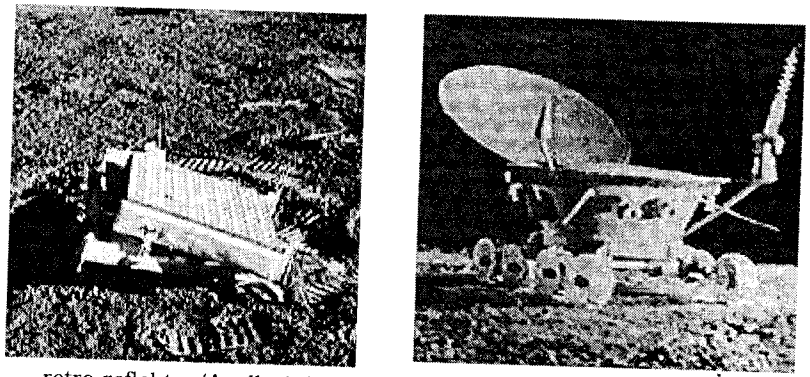


Gambar 6.14 Distribusi lokasi retro-reflektor di Bulan [*BKG*,2000]

Tabel 6.6 Sejarah penempatan retro-reflektor di Bulan [*Seeber*, 1993; *BKG*,2000]

Waktu	Misi	Keterangan
Juli 1969	Apollo 11	100 buah reflektor
Nov. 1970	Luna 17	Reflektor Prancis; tertutup debu (tidak bisa digunakan lagi)
Febr. 1971	Apollo 14	100 buah reflektor
Juli 1971	Apollo 15	300 buah reflektor
Jan. 1973	Luna 21	Reflektor Prancis

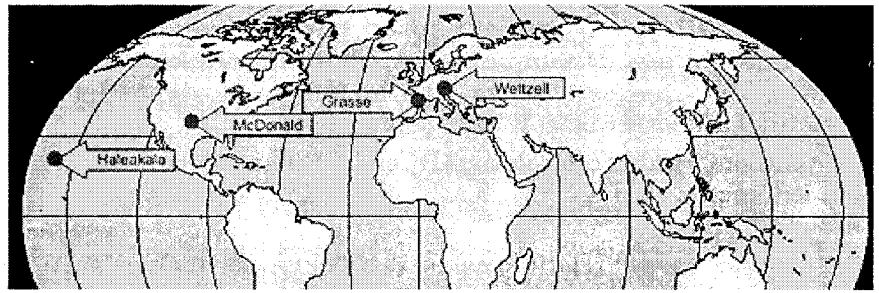
Contoh konfigurasi dari dua sistem reflektor yang ada di Bulan, yaitu retro-reflektor Apollo 14 dan Luna 21 ditunjukkan pada Gambar 6.15 berikut.



retro-reflektor (Apollo 14) retro-reflektor (Luna 21)

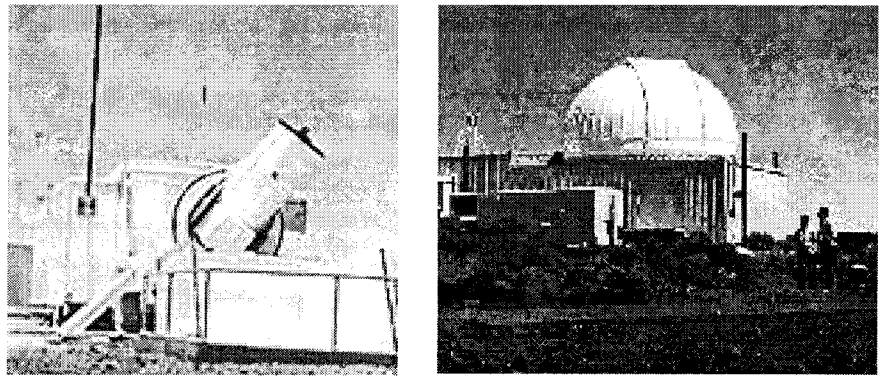
Gambar 6.15 Contoh retro-reflektor di Bulan [*BKG, 2000*]

Pada saat ini ada empat stasiun pengamatan LLR di dunia, yaitu McDonald Obs.,Western Texas (USA), Haleakala, Hawaii (USA), Grasse (Prancis) dan Wettzell (Jerman). Distribusi keempat stasiun ini ditunjukkan pada Gambar 6.16. Perlu dicatat di sini bahwa satu-satunya stasiun yang melaksanakan pengamatan LLR secara kontinyu sejak tahun 1969 adalah McDonald Observatory.



Gambar 6.16 Distribusi stasiun pengamatan LLR [*BKG*, 2000]

Bentuk fisik dari stasiun pengamatan LLR, dalam hal ini Stasion McDonald dan Haleakala di Amerika Serikat, ditunjukkan pada Gambar 6.17 berikut. Dari Gambar terlihat bahwa stasiun LLR relatif cukup besar.



Stasiun McDonald (USA) Stasiun Haleakala, Hawaii (USA)

Gambar 6.17 Contoh stasiun pengamatan LLR [BKG, 2000]

6.5 GEOMETRI PENGAMATAN LLR

Geometri pengamatan LLR dapat diilustrasikan pada Gambar 6.18 berikut. Dari Gambar ini terlihat bahwa persamaan dasar berikut bisa dituliskan, yaitu:

$$\mathbf{r}_0 - \mathbf{m}_R = \rho \qquad (6.7)$$

dimana:

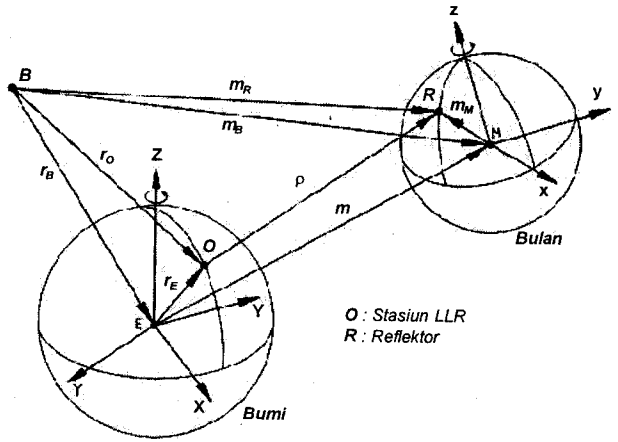
$\mathbf{r}_0$ = koordinat teleskop dalam sistem barisentris,
$\mathbf{m}_R$ = koordinat reflektor dalam sistem barisentris,
$|\rho|$ = jarak antara teleskop dengan reflektor.

Perlu dicatat di sini (lihat Gambar 6.18) bahwa ***koordinat teleskop LLR*** dalam sistem CTS ($\mathbf{r}_E$) berbeda dengan sistem barisentris ($\mathbf{r}_0$), karena adanya rotasi bumi, pergerakan kutub, presesi dan nutasi. Disamping itu ***koordinat reflektor*** di Bulan dalam sistem barisentris ($\mathbf{m}_R$) harus dikoreksi dengan memperhitungkan pergerakan Bulan, seperti librasi.

Sedangkan **ukuran jarak** dari Bumi ke Bulan akan dipengaruhi oleh fenomena:

- pasang surut,
- aberasi (posisi relatif teleskop & reflektor berubah selama sinyal bergerak),
- efek-efek relativitas, serta
- pergerakan lempeng.

Kesemua fenomena tersebut harus diperhitungkan dalam pengkoreksian data ukuran jarak sistem LLR.



Gambar 6.18 Geometri pengamatan LLR [*Seeber*, 1993]

Perlu dicatat di sini bahwa ketelitian data ukuran jarak LLR meningkat dari tahun ke tahun, yaitu sekitar 2,5 m di tahun 1970, meningkat ke sekitar 10-20 cm sejak 1972, 10 cm atau lebih baik sejak 1975, dan sekitar 3 cm di tahun 1993 [*Lambeck*, 1988; *Seeber*, 1993]. Kalau kita melihat jarak Bumi ke Bulan yang sekitar 380.000 km, maka ketelitian jarak 3 cm ini setara dengan ketelitian relatif yang lebih baik dari 10^{-10} (0,1 ppb). Ini adalah tingkat ketelitian relatif yang sangat tinggi.

6.6 APLIKASI LLR

Pada prinsipnya stasiun-stasiun pengamat LLR menetapkan kerangka referensi di Bumi, dan retro-reflektor laser menetapkan kerangka referensi di Bulan. Dengan menganalisa data ukuran jarak dari Bumi ke Bulan, maka akan dapat ditentukan parameter-parameter rotasi Bumi, dinamika sistem Bumi-Bulan, serta parameter relativitas. Perlu dicatat di sini bahwa menurut [*Carter & Robertson*, 1985], karena koordinat kutub mempunyai korelasi yang kuat dengan kesalahan pada ephemeris Bulan dan juga variasi dari UT1, data LLR kurang sesuai untuk penentuan pergerakan kutub (*polar motion*) dibandingkan data ukuran jarak ke satelit.

Secara umum tingkat ketelitian dari beberapa parameter yang dapat ditentukan dengan metode LLR ditunjukkan pada Tabel 6.7 berikut.

Tabel 6.7 Tingkat ketelitian dari beberapa parameter yang ditentukan oleh LLR [*FGS*, 1998]

No.	Parameter	Ketelitian
1.	Koordinat stasiun pengamat Kecepatan stasiun pengamat	3 - 5 cm 0,4 - 1,2 cm/tahun
2.	Rotasi Bumi Orientasi Sumbu Rotasi Presesi Nutasi	0,05 - 1 ms 0,5 - 10 mas 0,3 mas/tahun 0,9 - 3 mas
3.	Koordinat reflektor	0,5 - 10 m
4.	Posisi Bulan Kecepatan Bulan GM, Bumi maupun Bulan	10 - 50 cm 0,5 cm/s 0,004 km^3/s^2
5.	Rotasi Bulan	5"
6.	Medan gaya berat Bulan	10^{-8} - 10^{-6}
7	Parameter elastisitas Parameter disipasi (*dissipation*)	0,004 10 s
8	Percepatan sekular Bulan karena friksi pasut dari Bumi	0,08"/$abad^2$

Dari beberapa hasil yang telah dicapai, perlu dicatat bahwa dari analisa sekitar 15 tahun data LLR telah ditentukan nilai koefisien gravitasi geosentrik GM, yaitu sebesar (*Williams et al.*, 1987):

$$GM = (398600{,}443 \pm 0{,}006)\ km^3/sec^2 \quad (6.8)$$

Disamping itu dari sekitar 12 tahun data LLR juga telah ditentukan nilai koefisien gravitasi untuk Bulan GM_m, yaitu sebesar [*Ferrari et al.*, 1982]:

$$GM_m = (4902{,}7993 \pm 0{,}0029)\ km^3/sec^2 \quad (6.9)$$

Menarik juga dicatat bahwa fenomena pasut laut di Bumi mempengaruhi secara langsung orbit Bulan. Dari analisa data LLR ditunjukkan bahwa Bulan menjauh dari Bumi dengan kecepatan sekitar 3,8 cm/tahun.

Secara umum beberapa pencapaian yang penting dalam aplikasi teknologi LLR diberikan pada Tabel 6.8 berikut.

Tabel 6.8 Pencapaian teknologi LLR [*CDDIS*, 2001]

Periode	Pencapaian
1970 - 1974	• LLR adalah kontributor dominan untuk UT1. • Sistem referensi *Seleocentric* ditentukan. • Orbit Bulan ditentukan sampai ketelitian 1 m.
1975 - 1979	• LLR meningkatkan kualitas GM Bumi. • LLR menguji prinsip *Strong Equivalence* dari teori relativitas. • Pengukuran pertama dari percepatan (*tidal*) Bulan. • Penemuan disipasi dan librasi bebas dari Bulan.
1980 - 1984	• BIH bergantung pada SLR, LLR, dan VLBI untuk pemantauan kutub dan orientasi Bumi. • Momentum sudut atmosfer global dikorelasikan dengan LOD yang ditentukan oleh LLR. • Penentuan ephemeris Bulan berketelitian 10 cm. • Dinamika titik semi dan kemiringan (*obliquity*) ekliptika ditentukan dengan lebih baik. • Elastisitas Bulan dideteksi.
1985 - 1989	• Presesi geodetik sesuai dengan relativitas pada tingkat 2%
1990 - 1994	• Koreksi untuk presesi dan nutasi ditentukan oleh LLR. • Percepatan (*tidal*) Bulan ditentukan sampai ketelitian 0,5 arcsec/abad. • Penentuan ephemeris Bulan berketelitian 3 cm. • Orientasi ephemeris ditentukan sampai milliarcsec.
1995 - sekarang	• LLR menentukan konstrain untuk laju perubahan dari konstanta gravitasi G. • Karakteristik bagian dalam Bulan diinvestigasi dengan LLR.

Bab 7
SISTEM VLBI

Teknik VLBI (*Very Long Baseline Interferometry*) pertama kali dikembangkan dalam bidang astronomi radio dengan obyektif untuk mempelajari secara rinci struktur sumber-sumber gelombang radio di luar angkasa (kuasar) dengan resolusi ketelitian angular yang tinggi.

Dalam bidang geodesi satelit, teknik VLBI dapat dipandang sebagai teknik penentuan posisi relatif dengan menggunakan data fase dari gelombang radio yang dipancarkan oleh kuasar, yaitu benda langit pemancar gelombang radio alamiah. Dalam geodesi satelit, VLBI adalah teknik penentuan posisi relatif yang paling teliti untuk baseline (jarak antar titik) yang relatif panjang (sampai beberapa ribu kilometer).

Dalam bidang geodesi, sistem VLBI terutama dimanfaatkan untuk aplikasi geodetik berskala global dan menuntut ketelitian yang relatif tinggi, seperti:

- Realisasi kerangka referensi koordinat,
- Penentuan parameter-parameter orientasi Bumi, dan
- Studi Geodinamika.

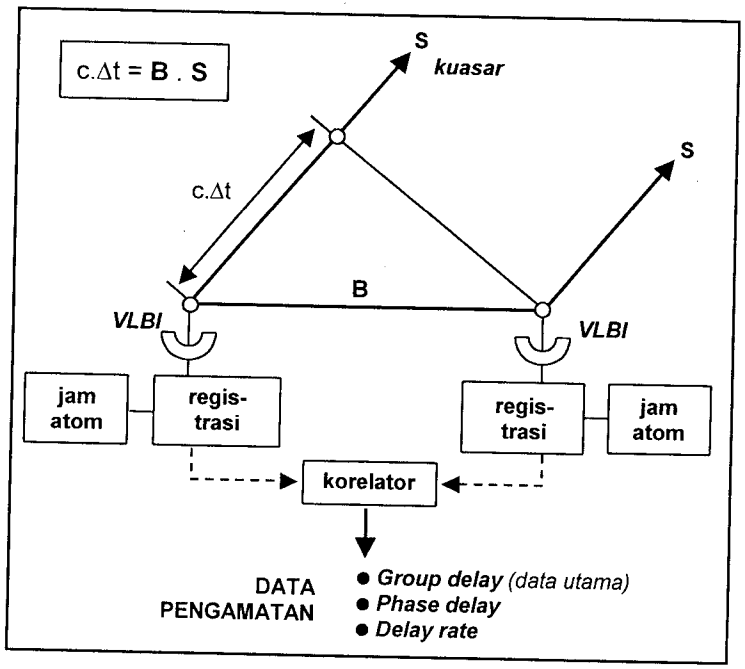
7.1 PRINSIP DASAR VLBI

Prinsip dasar dari sistem VLBI dapat diilustrasikan pada Gambar 7.1. Dalam hal ini dua sistem VLBI yang terpisah dengan jarak tertentu (biasanya beberapa ribu km) mengamati suatu kuasar yang sama. Data-data yang diamati oleh kedua sistem ini selanjutnya dikorelasikan. Dari proses korelasi ini selanjutnya akan diperoleh data pengamatan berupa perbedaan waktu tempuh sinyal dari kuasar ke kedua stasiun (*group delay*), perbedaan fase dari kedua sinyal (*phase delay*), serta laju dari kedua *delay* tersebut (*delay rate*).

Untuk pengukuran parameter-parameter yang terkait dengan waktu dan frekuensi tersebut, stasiun pengamatan VLBI umumnya menggunakan osilator (jam) *hydrogen maser* yang mempunyai stabilitas pada level 10^{-14}, dan data-data mentah umumnya direkam secara digital dengan laju sampai 1 Gbit/det [*Ma*, 1999].

Dari data-data di atas, dengan mengetahui vektor koordinat dari kuasar **S**, maka vektor baseline **B**, yang merupakan vektor koordi-

nat relatif antara kedua stasiun, akan dapat diestimasi. Perlu dicatat di sini bahwa seandainya vektor koordinat dari kuasar **S**



Gambar 7.1 Prinsip dasar dari VLBI

tidak diketahui, maka ia dapat diestimasi bersama-sama dengan vektor baseline **B**. Seandainya digunakan data pengamatan waktu tunda (*group delay*) maka persamaan berikut dapat digunakan:

$$c.\Delta t_g(t) = \mathbf{B} \cdot \mathbf{S}(t) \qquad (7.1)$$

Data delay geometrik (Δt_g) dapat ditentukan dari group delay hasil pengamatan (Δt_{obs}) dengan menerapkan beberapa koreksi sebagai berikut [*Cannon,* 1999]:

$$\Delta t_{obs} = \Delta t_g + \Delta t_{clock} + \Delta t_{inst} + \Delta t_{trop} + \Delta t_{ionos} + \Delta t_{rel} + ... \qquad (7.2)$$

dimana :
- Δt_{obs} = delay hasil pengamatan
- Δt_g = delay geometrik
- Δt_{clock} = bias delay karena tidak sinkronnya jam
- Δt_{inst} = bias delay dalam instrumen
- Δt_{trop} = bias delay karena refraksi troposfer
- Δt_{ionos} = bias delay karena refraksi ionosfer
- Δt_{rel} = bias delay efek relativitas

Semua variabel kesalahan dan bias di atas, kecuali efek relativitas Δt_{rel}, dalam perspektif VLBI geodetik adalah variabel pengganggu (*nuisance variables*) terhadap delay geometrik. Meskipun nilainya relatif kecil, variabel-variabel tersebut harus diperhitungkan dan dieliminasi dengan beberapa cara atau metode seperti berikut [*Cannon,* 1999]:

1. perhitungan langsung dari parameter-parameter fisika (untuk Δt_{rel}),
2. kalibrasi langsung (untuk Δt_{inst}),
3. estimasi dengan pemodelan, dibantu dengan parameter-parameter lokal (untuk Δt_{trop} dan Δt_{clock}), dan
4. reduksi dengan data pada dua frekuensi (untuk Δt_{ionos}).

Dalam sistem koordinat referensi CTS, persamaan (7.1) dapat dijabarkan dalam persamaan berikut [*Seeber,* 1993]:

$$\mathbf{B} \cdot \mathbf{S}(t) = b_x.\cos\delta_s.\cos h_s + b_y.\cos\delta_s.\sin h_s + b_z.\sin\delta_s \qquad (7.3)$$

dimana :
- (bx,by,bz) = komponen vektor baseline **B**,
- (α_s,δ_s) = *spherical equatorial coordinates* (asensiorekta, deklinasi] dari sumber gelombang radio (kuasar)
- $h_s = GST - \alpha_s$ = sudut waktu (terhadap Greenwich) dari sumber gelombang radio (kuasar).

Dari persamaan (7.1) dan (7.3) akan diperoleh ***persamaan pengamatan berikut untuk data group delay***, yaitu:

$$c.\Delta t_g(t) = b_x.\cos\delta_s.\cos h_s + b_y.\cos\delta_s.\sin h_s + b_z.\sin\delta_s \qquad (7.4)$$

Pada persamaan pengamatan di atas, menurut *Seeber* (1993) parameter yang umum diestimasi adalah (bx,by,bz) dan (α_s,δ_s).

Perlu dicatat di sini bahwa pada persamaan (7.4) di atas, *phase delay* juga dapat digunakan ketimbang *group delay*. Hanya dalam hal ini parameter yang diestimasi harus ditambah dengan parameter ambiguitas fase dari sinyal. Dalam hal ini seandainya frekuensi sinyal yang diterima adalah f_o, maka hubungan antara kedua data pengamatan delay dapat dituliskan secara umum sebagai:

$$\Delta\phi_{obs} + N_f = 2\pi.\, f_o\, .\Delta t_{obs} \qquad (7.5)$$

dimana $\Delta\phi_{obs}$ adalah data pengamatan phase delay dan N_f adalah ambiguitas fase. Seandainya $\Delta\phi$ adalah data phase delay yang telah dikoreksikan sesuai dengan persamaan (7.2) di atas, maka ***persamaan pengamatan untuk phase delay*** bisa dituliskan sebagai berikut:

$$c.(\Delta\phi + N_o)/2\pi.f_o = b_x.\cos\delta_s.\cos h_s + b_y.\cos\delta_s.\sin h_s + b_z.\sin\delta_s \quad (7.6)$$

Seperti sudah disebutkan di atas, selain group delay dan phase delay, data pengamatan lainnya dari VLBI adalah *delay rate* atau *fringe frequency*. Delay rate (f(t)) ini bisa dihitung dari group delay (Δt) maupun phase delay ($\Delta\phi$), seperti yang ditunjukkan oleh persamaan berikut:

$$f(t) = f_o.\, d(\Delta t)/dt = [d(\Delta\phi)/dt] \,/\, 2\pi \quad (7.7)$$

Secara umum untuk *delay rate*, persamaan (7.1) dapat dituliskan sebagai:

$$f(t) = (-f_o/c).\, \mathbf{B} \,.\, \mathbf{S'}(t) \quad (7.8)$$

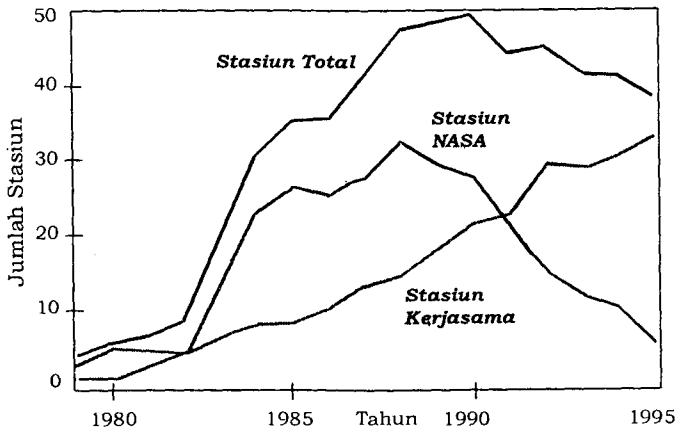
dimana:

$$\mathbf{B} \,.\, \mathbf{S'}(t) = -\omega.(b_x.\cos\delta_s.\sin h_s - b_y.\cos\delta_s.\cos h_s) \quad (7.9)$$

Pada persamaan di atas ω adalah kecepatan rotasi Bumi.

7.2 SISTEM VLBI

Pada saat ini ada sekitar 40 stasiun VLBI yang beroperasi di seluruh dunia. Sekitar 5 stasiun dioperasikan oleh NASA dan selebihnya dioperasikan oleh organisasi lainnya, bekerja sama dengan NASA [*IVS*, 2000]. Perlu ditekankan di sini bahwa dalam pengembangan sistem VLBI, NASA memang punya peran yang sangat besar sejak sistem ini dikembangkan di awal 1970-an. Perkembangan jumlah stasiun VLBI di dunia sejak 1970-an diberikan pada Gambar 7.2 berikut:



Gambar 7.2 Perkembangan jumlah stasiun VLBI [*IVS*, 2000]

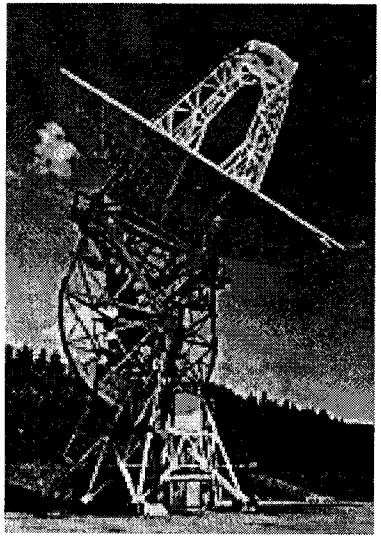
Distribusi dari stasiun-stasiun VLBI tersebut di seluruh dunia ditunjukkan pada Gambar 7.3 berikut. Dari Gambar ini terlihat bahwa umumnya stasiun-stasiun VLBI berlokasi di USA dan Eropa, disamping juga Jepang, Australia, dan Cina.

Secara fisik, yang paling menonjol terlihat pada suatu stasiun VLBI adalah ukuran antenanya yang relatif besar. Antena yang relatif besar ini diperlukan untuk dapat mendeteksi sinyal yang datang dari kuasar yang letaknya begitu jauh dari Bumi. Gambar 7.4 menunjukkan contoh beberapa stasiun VLBI yang saat ini beroperasi.

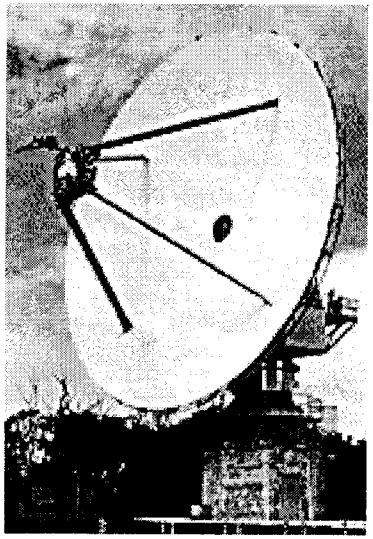
Gambar 7.3 Distribusi stasiun-stasiun VLBI [*IVS*, 2000]

Setiap stasiun VLBI umumnya dilengkapi dengan penerima (*receiver*), jam (osilator) atom, serta perekam data (*recorder*). Karena sinyal dari quasar umumnya sangat lemah, yaitu sekitar 1 Jansky ($1\ Jy = 10^{-26}\ Wm^{-2}Hz^{-1}$), maka untuk mendeteksinya diperlukan teleskop (antena) radio dengan diameter yang besar, biasanya dalam orde beberapa puluh meter [Lambeck, 1988].

Sistem VLBI umumnya beroperasi pada dua pita (*band*) frekuensi, yaitu *X-band* (panjang gelombang sekitar 4 cm, frekuensi sekitar 8 GHz) dan *S-band* (panjang gelombang sekitar 15 cm, frekuensi sekitar 2 GHz).



Fairbanks, Alaska



Kauai, Hawaii

Gambar 7.4 Contoh stasiun VLBI

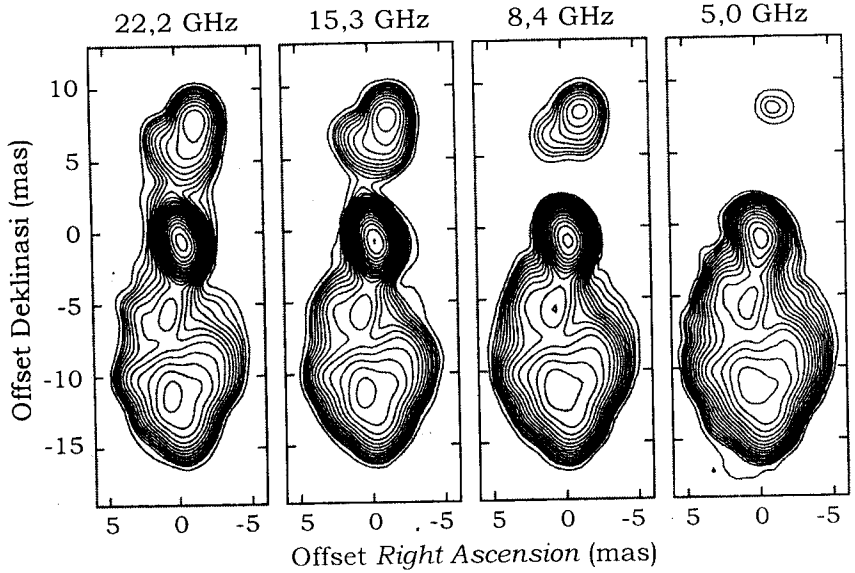
Seperti yang sudah disebutkan sebelumnya, teknik VLBI mengamati gelombang radio yang dipancarkan oleh kuasar. Karena letaknya yang sangat jauh dari Bumi, perubahan posisi sudutnya terhadap Bumi relatif sangat kecil. Saat ini ada sekitar 600 kuasar yang digunakan oleh teknik VLBI. Meskipun kuasar dapat sangat masif (*compact*), kuasar mempunyai struktur kecerahan (*brightness structure*) yang relatif kompleks, dan struktur tersebut berubah dengan waktu dan frekuensi emisinya, seperti yang diilustrasikan pada Gambar 7.5 berikut.

7.3 APLIKASI VLBI

Sejak pengembangannya di awal 1970-an, VLBI telah banyak berkontribusi dalam berbagai bidang aplikasi geodesi, seperti realisasi kerangka referensi (selestial maupun terestrial) koordinat, penentuan parameter-parameter orientasi Bumi, serta studi geodinamika.

Dalam pendefinisian kerangka referensi koordinat, VLBI adalah salah satu metode, disamping SLR, LLR, GPS, dan DORIS, yang digunakan dalam realisasi kerangka ITRF (*International Terrestrial Reference Frame*). Metode VLBI telah berkontribusi sejak awal aktivitas ITRF pada tahun 1988 [*Altamimi*, 2000].

Dalam pendefinisian kerangka referensi ITRF ini ketelitian tipikal dari koordinat serta kecepatan stasiun yang diamati dengan VLBI diberikan pada Tabel 7.1, berikut kinerja dari metode-metode lainnya, SLR, GPS, dan DORIS.



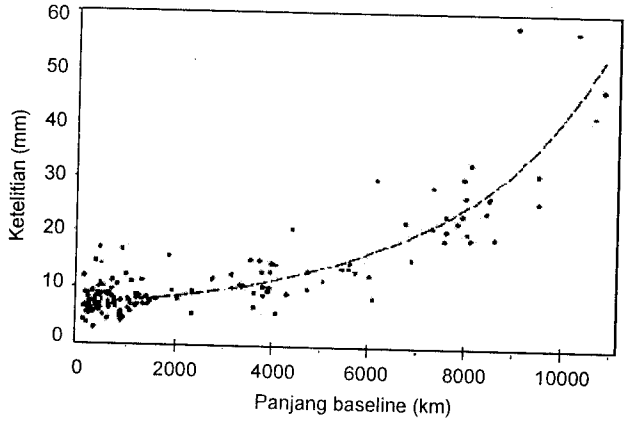
Gambar 7.5 Variasi struktur dari sumber radio kuasar 3C-84 terhadap frekuensi emisi [*Walker*, 2000]; *waktu pengamatan : Oktober 95; kontur mulai dengan 5, 10, 14, 20 mJy/beam dan selanjutnya naik dengan faktor* $\sqrt{2}$.

Tabel 7.1 Ketelitian tipikal [*Altamimi*, 2000]

Teknik	Posisi - 3D WRMS (mm)	Kecepatan WRMS (mm/tahun)
VLBI	10	2
SLR	14	3
GPS	10	3
DORIS	34	9
WRMS = *weighted rms (root mean squares)*		

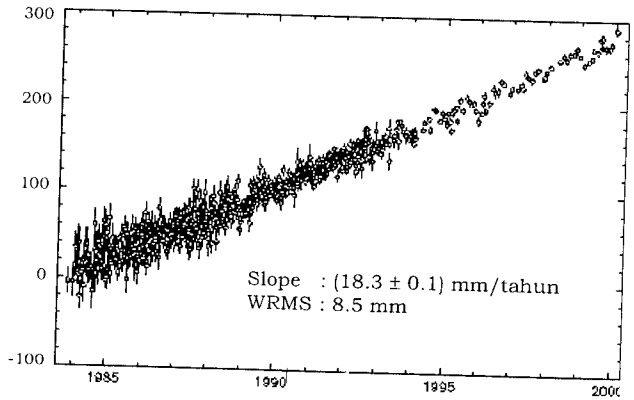
Teknik VLBI juga berkontribusi besar dalam realisasi kerangka ICRF (*International Celestial Reference Frame*) serta pengikatannya dengan kerangka ITRF [*Ma*, 1999]. Dalam hal ini teknik VLBI digunakan untuk menentukan koordinat dari sekitar 600 kuasar yang mendefinisikan ICRF.

Seperti sudah disebutkan sebelumnya, VLBI adalah metode paling teliti untuk penentuan posisi relatif antartitik yang berjarak sangat jauh, yaitu dalam orde beberapa ribu km. Hal ini dapat dicontohkan dari hasil pada Gambar 7.6 berikut. Pada Gambar ini setiap solusi ditentukan dari 24 jam data pengamatan VLBI. Dalam hal ini terlihat bahwa sampai panjang baseline sekitar 4000 km ketelitian yang dicapai adalah lebih baik dari 1 cm dan menjadi sekitar 5 cm untuk panjang baseline sekitar 10000 km.



Gambar 7.6 Ketelitian baseline dari pengamatan VLBI (*Campbell et al.*, 1992)

Perlu juga dicatat di sini bahwa ketelitian penentuan panjang baseline dengan VLBI cenderung semakin teliti dari tahun ke tahun, seperti yang ditunjukkan oleh Gambar 7.7 berikut. Gambar ini menunjukkan hasil estimasi panjang baseline antara stasiun-stasiun VLBI Wettzell (Jerman) dan Westford (USA) yang berjarak sekitar 6000 km.

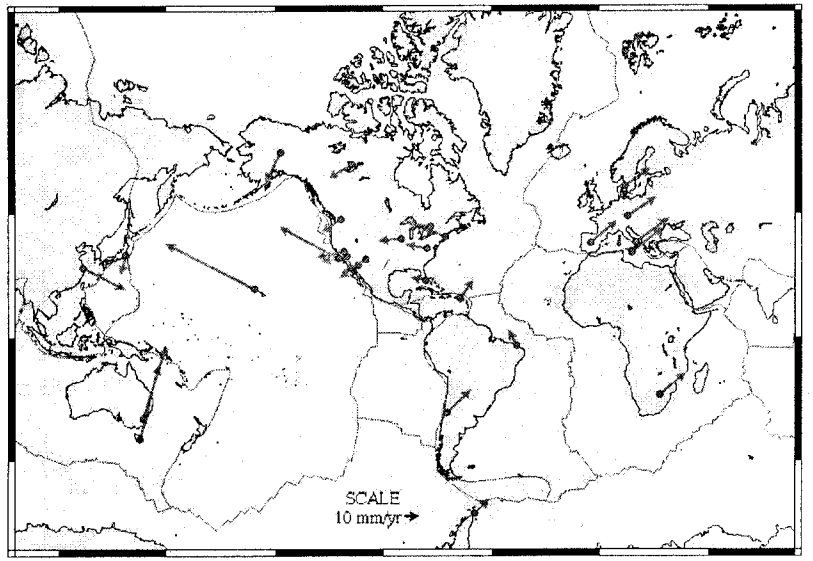


Gambar 7.7 Evolusi panjang baseline Wettzell-Westford (sekitar 6000 km); skala vertikal dalam mm (*Campbell*, 2000)

Pada Gambar di atas *slope* dari plot panjang baseline merupakan manifestasi dari pergerakan relatif antar lempeng Eurasia dan Amerika Utara dimana kedua stasiun berada.

Karena kemampuannya untuk menentukan koordinat relatif antara dua titik yang berjauhan secara teliti tersebut, sistem VLBI juga sangat berguna untuk **studi-studi geodinamika**, yaitu studi pergerakan lempeng-lempeng tektonik.

Sebagai contoh Gambar 7.8 berikut menunjukkan vektor pergeseran titik yang ditentukan dari data pengamatan VLBI pada stasiun-stasiun yang bersangkutan, yang merepresentasikan fenomena pergerakan lempeng-lempeng benua.



Gambar 7.8 Pergerakan lempeng dari VLBI [*NASA-GSFC*, 2000]

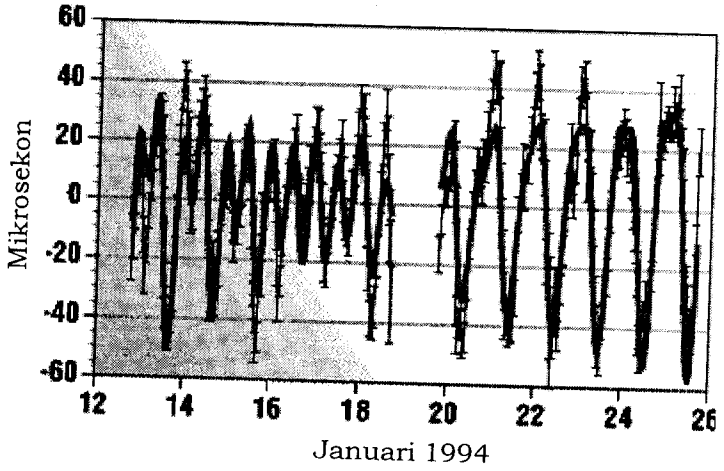
Sistem VLBI juga punya kontribusi yang besar dalam **penentuan parameter orientasi Bumi** selama ini. Pada tahun 1992, parameter pergerakan kutub (xp,yp) serta UT1 yang ditentukan dengan VLBI mempunyai standar deviasi *(Campbell, 1992) lebih baik dari* 1 mas untuk (xp,yp), dan lebih baik dari 0,1 ms untuk UT1.

Sedangkan tingkat ketelitian tipikal dari VLBI pada saat ini dalam penentuan parameter-parameter orientasi Bumi ditunjukkan pada Tabel 7.2 berikut.

Tabel 7.2 Tingkat ketelitian saat ini dari VLBI [*Herring*, 2000]

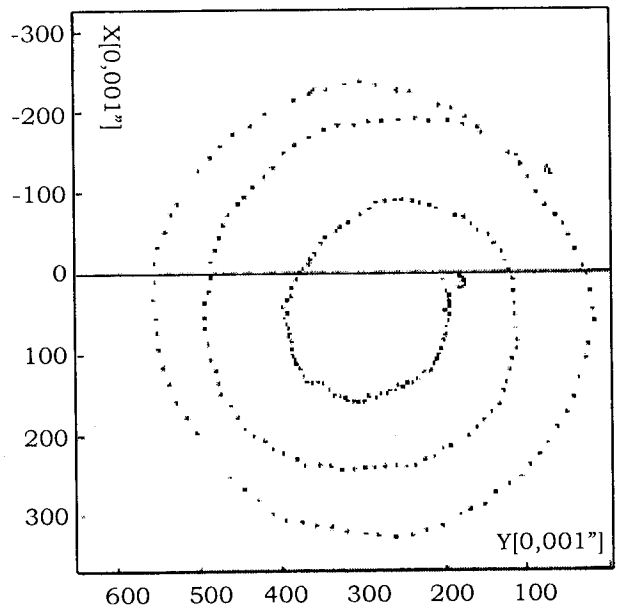
Parameter	VLBI	GPS	SLR
Pergerakan kutub	0,2 mas	0,1 mas	0,4 mas
Laju pergerakan kutub	?	0,15 mas/hari	?
UT1	0,01-0,03 ms	?	?
LOD	0,02 ms	0,02 ms	0,06 ms
Nutasi	0,15 mas	0,2 mas, periode ≤ 10 hari	

Berkaitan dengan penentuan UT1, perlu dicatat juga bahwa VLBI juga dapat mengamati variasi dari UT1 yang relatif cepat (orde beberapa jam) seperti yang diilustrasikan pada Gambar 7.9 berikut. Tingkat resolusi temporal yang relatif tinggi ini akan sangat bermanfaat untuk menganalisa fenomena rotasi Bumi secara lebih rinci.

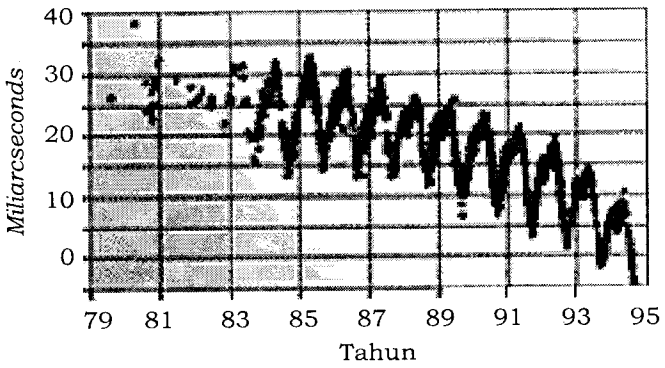


Gambar 7.9 Variasi UT1 dari VLBI [*NASA-GSFC*, 2000]

Seperti disinggung di atas, VLBI juga dapat digunakan untuk mengestimasi parameter pergerakan kutub dan nutasi. Salah satu contoh pergerakan kutub yang ditentukan dengan VLBI diberikan pada Gambar 7.10, dan contoh parameter nutasi diberikan pada Gambar 7.11.



Gambar 7.10 Pergerakan kutub dari VLBI [*Carter & Robertson*, 1984]



Gambar 7.11 Nutasi dari VLBI [*NASA-GSFC*,2000]

Bab 8
SATELIT ALTIMETRI

Sistem satelit altimetri berkembang sejak tahun 1975, saat diluncurkannya sistem satelit Geos-3. Pada saat ini secara umum sistem satelit altimetri mempunyai tiga obyektif ilmiah jangka panjang, yaitu:

- Mengamati sirkulasi lautan global,
- Memantau volume dari lempengan es kutub, dan
- Mengamati perubahan muka laut rata-rata (MSL) global.

Obyek-obyektif di atas dimaksudkan untuk memahami secara lebih mendalam sistem iklim global serta peran yang dimainkan oleh lautan di dalamnya.

Dalam konteks geodesi, obyektif terakhir dari misi satelit altimetri tersebut adalah yang paling menjadi perhatian. Dengan kemampuannya untuk mengamati topografi dan dinamika dari permukaan laut secara kontinyu, maka satelit altimetri tidak hanya bermanfaat untuk pemantauan perubahan MSL global, tetapi juga akan bermanfaat untuk beberapa aplikasi geodetik dan oseanografi lainnya seperti [*SRSRA*, 2001; *Seeber*, 1993]:

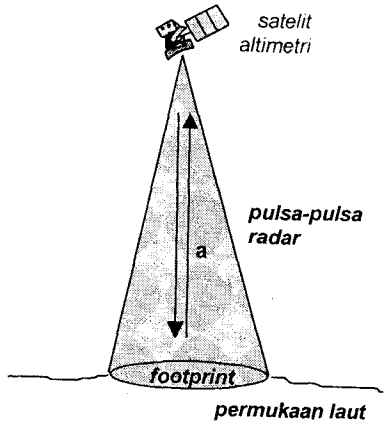
- penentuan topografi permukaan laut (SST),
- penentuan topografi permukaan es,
- penentuan geoid di wilayah lautan,
- penentuan karakteristik arus dan *eddies*,
- penentuan tinggi (signifikan) dan panjang (dominan) gelombang,
- studi pasang surut di lepas pantai,
- penentuan kecepatan angin di atas permukaan laut,
- penentuan batas wilayah laut dan es,
- studi fenomena El Nino, dan
- unifikasi datum tinggi antar pulau.

8.1 PRINSIP DASAR SATELIT ALTIMETRI

Satelit altimetri diperlengkapi dengan pemancar pulsa radar (*transmiter*), penerima pulsa radar yang sensitif (*receiver*), serta jam berakurasi tinggi. Pada sistem ini, altimeter radar yang dibawa oleh satelit memancarkan pulsa-pulsa gelombang elektromagnetik (radar) ke permukaan laut. Pulsa-pulsa tersebut dipantulkan balik oleh permukaan laut dan diterima kembali oleh satelit, seperti yang diilustrasikan pada Gambar 8.1.

Informasi utama yang ingin ditentukan dengan satelit altimetri adalah topografi dari muka laut. Hal ini dilakukan dengan mengukur ketinggian satelit di atas permukaan laut (a) dengan menggunakan waktu tempuh (Dt) dari pulsa radar yang dikirimkan ke permukaan laut dan dipan-tulkan balik ke satelit (lihat Gambar 8.1), sebagai berikut:

$$a = c \cdot \Delta t/2 \qquad (8.1)$$



Gambar 8.1. Prinsip Satelit Altimetri

Perlu dicatat bahwa untuk mengeliminasi efek dari gelombang serta gerakan muka laut berfrekuensi tinggi lainnya, jarak ukuran adalah jarak rata-rata dalam daerah *footprint.*

Dari data rekaman waktu tempuh sinyal, serta amplitudo dan bentuk muka sinyal setelah dipantulkan oleh permukaan laut, beberapa karakteristik muka laut dapat diestimasi, seperti yang diberikan pada Tabel 8.1.

Tabel 8.1 Informasi produk satelit Altimetri; [*Seeber,* 1993; *SRSRA,* 2001].

Dari data waktu tempuh sinyal	**Dari data bentuk dan struktur muka gelombang pantul**
• *Posisi vertikal permukaan laut* • *Topografi muka laut (SST)* • *Undulasi Geoid* • *Topografi es* • *Lokasi & kecepatan arus laut*	• *Tinggi gelombang* • *Panjang gelombang dominan* • *Informasi termoklin* • *Kemiringan lapisan es*
Dari data amplitudo gelombang pantul	
• *Kecepatan angin permukaan sepanjang ground-track satelit* • *Batas laut/es*	

8.2 GEOMETRI PENGAMATAN SATELIT ALTIMETRI

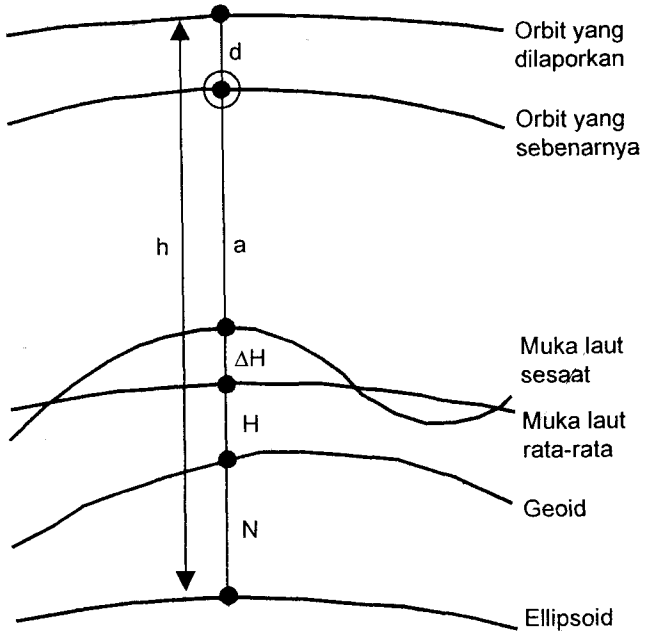
Geometri pengamatan satelit altimetri diilustrasikan pada Gambar 8.2, dan direpresentasikan secara matematis sebagai berikut:

$$h = N + H + \Delta H + a + d \qquad (8.2)$$

dimana :

- h = tinggi ellipsoid dari satelit altimeter (dihitung dari informasi orbit),
- N = undulasi geoid,
- H = *sea surface topography* (SST),
- ΔH = efek pasut *instantaneous,*
- a = hasil ukuran altimeter, dan
- d = kesalahan orbit.

Perlu dicatat bahwa persamaan (8.2) di atas belum mengakomodasi semua kesalahan dan bias yang mempengaruhi data pengamatan satelit.



Gambar 8.2 Geometri Pengamatan Satelit Altimetri [*Seeber,* 1993]

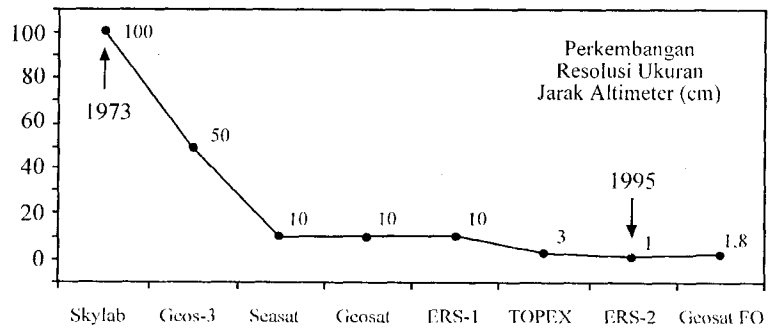
Secara umum kesalahan dan bias yang mempengaruhi data pengamatan satelit altimetri adalah:

- **kesalahan dan bias yang terkait sensor:**
  - kesalahan waktu altimeter
  - kesalahan kalibrasi altimeter
  - kesalahan pengarahan (*pointing*) altimeter
  - noise dari altimeter

- **kesalahan dan bias yang terkait propagasi sinyal:**
  - refraksi ionosfer
  - refraksi troposfer (komponen kering dan basah)
- **kesalahan dan bias yang terkait satelit:**
  - kesalahan orbit
  - kesalahan sistem koordinat dari stasiun-stasiun kontrol
- **kesalahan dan bias yang terkait dinamika muka laut:**
  - bias elektromagnetik, yaitu perbedaan antara muka laut rata-rata dengan muka pantulan rata-rata (*mean scattering surface*); yang disebabkan oleh tingkat kekasaran (*rough-ness*) muka laut yang tidak homogen secara spasial.
  - *skewness bias*, yaitu beda tinggi antara muka pantulan rata-rata dengan muka pantulan median (*median scattering surface*) yang diukur oleh penjejak di satelit; yang disebabkan oleh distribusi tinggi muka laut yang tidak normal (*non-gaussian*).

Pada persamaan (8.2) di atas, hasil ukuran altimeter a yang digunakan adalah hasil ukuran yang sudah dikoreksi dengan kesalahan-kesalahan akibat refraksi ionosfer dan troposfer, serta kesalahan dan bias yang terkait dengan sensor altimeter serta dinamika muka laut.

Perlu dicatat di sini bahwa dengan perkembangan teknologi, resolusi data ukuran jarak altimeter semakin baik, dari sekitar 1 m pada tahun 1973 sampai sekitar 1-2 cm pada saat ini, seperti yang diilustrasikan pada Gambar 8.3 berikut. Meskipun begitu, tingkat ketelitian akhir dari jarak ukuran akan sangat bergantung pada tingkat kesuksesan pereduksian dan pengeliminasian dari kesalahan dan bias yang mengkontaminasi data ukuran.



Gambar 8.3 Perkembangan resolusi ukuran jarak altimeter

Dari Gambar 8.2 dan persamaan (8.2) sebelumnya terlihat bahwa tingkat kualitas informasi muka laut yang ditentukan oleh suatu sistem satelit altimetri akan sangat bergantung pada tingkat ketelitian penentuan orbitnya terutama dalam arah radial, disamping juga bergantung pada penentuan kesalahan dan bias lainnya. Oleh sebab itu, penentuan orbit satelit altimetri secara teliti adalah suatu faktor yang signifikan untuk misi satelit altimetri berketelitian tinggi. Sebagai contoh, satelit TOPEX/ Poseidon mempunyai tingkat kesalahan orbit dalam arah radial sekitar 3,5 cm. Tingkat ketelitian orbit yang cukup tinggi ini dicapai dengan melakukan penjejakan satelit dengan sistem-sistem SLR, DORIS, GPS, TDRSS (*Tracking and Data Relay Satellite Systems*) serta memanfaatkan data satelit altimeter sendiri.

8.3 MISI-MISI SATELIT ALTIMETRI

Sejak peluncuran Skylab pada tahun 1973, sampai saat ini sudah ada bebeberapa misi satelit altimetri yang diluncurkan dengan obyektifnya masing-masing, seperti yang ditunjukkan pada Tabel 8.2 berikut.

Tabel 8.2 Misi-misi Satelit Altimetri [*SRSRA*, 2001]

Misi	Tahun/ Instansi	Obyektif
Skylab	1973-74 NASA	Pembuktian untuk pertama kali konsep pengukuran radar altimeter dari satelit.
GEOS-3	1975-78 NASA	Mengumpulkan data untuk meningkatkan kualitas parameter geodetik dan geofisik yang diperoleh sebelumnya.
Seasat	1978 NASA	Didesain untuk memberikan data ukuran dari tinggi gelombang, topografi lautan global, dan geoid lautan.
Geosat	1985-89 US Navy	Satelit oseanografik militer didesain untuk pemetaan presisi dan detail dari geoid di wilayah lautan.
ERS-1	1991-kini ESA	Didesain untuk analisa muka laut rata-rata dan geoid lautan.
TOPEX/ Poseidon	1992-kini NASA CNES	Eksperimen topografi lautan untuk mengukur dan memetakan muka laut pada dua frekuensi, 5.3 dan 13.6 GHz, untuk meningkatkan pengetahuan kita tentang sirkulasi lautan berskala luas.
ERS-2	1995-kini ESA	Didesain untuk analisa muka laut rata-rata dan geoid lautan.

lanjutan Tabel 8.2

Misi	Tahun/ Instansi	Obyektif
Geosat *Follow-on*	1996-kini US Navy	Untuk memperoleh pengamatan lautan secara kontinyu, dan secara khusus untuk mengukur topografi dinamik dari arus-arus batas Barat serta *rings* dan *eddies*-nya, untuk memperoleh data tinggi muka laut untuk model-model numerik, serta untuk memetakan pergerakan El Nino di lautan Pasifik di daerah ekuator.

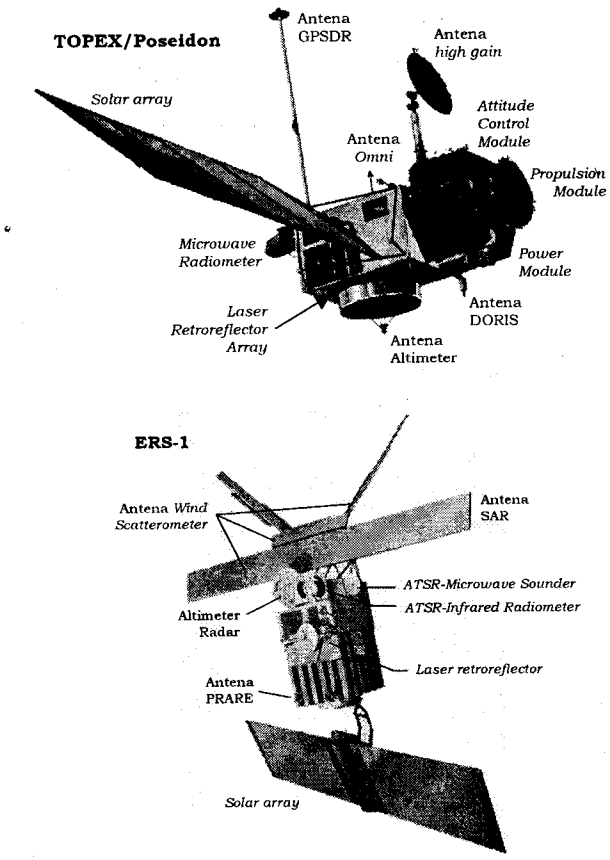
Setiap sistem satelit altimetri umumnya mempunyai karakteristik orbit dan altimeter tersendiri. Tabel 8.3 memberikan contoh karakteristik dari beberapa sistem satelit altimetri, dari generasi awal (GEOS-3) sampai ERS-1.

Tabel 8.3 Karakteristik dari beberapa sistem satelit altimetri [*Seeber*, 1993; *Kramer*, 1996; *SRSRA*,2001]

	GEOS-3	SEASAT-1	GEOSAT
Masa hidup	1975 - 78	1978	1985 - 89
Orbit			
• periode	102 menit	100 menit	100 menit
• ketinggian	840 km	760 km	780 km
• inklinasi	115°	108°	108°
• revolusi/hari	14,1	14,3	14,3
Altimeter			
• frekuensi	13,9 GHz	13,9 GHz	13,5 GHz
• *beamwidth*	2,6°	1,5°	2,0°
• *footprint*	3,6 - 14,2 km	1,6 - 12,0 km	9,6 km
• ketelitian	± 60 cm	± 10 cm	± 3,5 cm
	ERS-1	**TOPEX**	**ERS-2**
Masa hidup	1991 - kini	1992 - kini	1995 - kini
Orbit			
• periode	100 menit	120 menit	100 menit
• ketinggian	770 km	1334 km	780 km
• inklinasi	98,5°	66°	98,5°
• revolusi/hari	14,3	12,0	14,3
Altimeter			
• frekuensi	13,8 GHz	5,3, 13,6 GHz	13,5 GHz
• *beamwidth*	2,6°		
• *footprint*	1-2 km		
• ketelitian	≤ 10 cm	± 3,0 cm	± 1,0 cm

Satelit altimetri juga mempunyai bentuk konfigurasi tubuh yang berbeda-beda. Gambar 8.4 memberikan contoh bentuk satelit altimetri TOPEX/Poseidon dan ERS-1. Dari Gambar ini terlihat bahwa, altimeter bukanlah satu-satunya sensor yang dibawa oleh satelit altimetri ini.

Sebagai contoh untuk satelit TOPEX/Poseidon, selain dilengkapi dengan altimeter, satelit juga membawa sensor-sensor *microwave radiometer, antena GPS, antena DORIS,* dan *Laser Retroreflectors (LRR).* Sedangkan untuk ERS-1, selain membawa radar altimeter, satelit juga dilengkapi dengan sensor-sensor wind *scatterometer (SCAT), synthetic aperture radar (SAR), LRR, Along Track Scanning Radiometer (ATSR) Microwave Sounder, ATSR Infrared Radiometer, Precise Range and Range Rate Equipment (PRARE).* Sedangkan satelit ERS-2, disamping altimeter radar juga membawa sensor-sensor SAR, SCAT, ATSR, *Microwave Sounder, Global Ozon Monitoring Experiment* (GOME), PRARE, dan LRR.

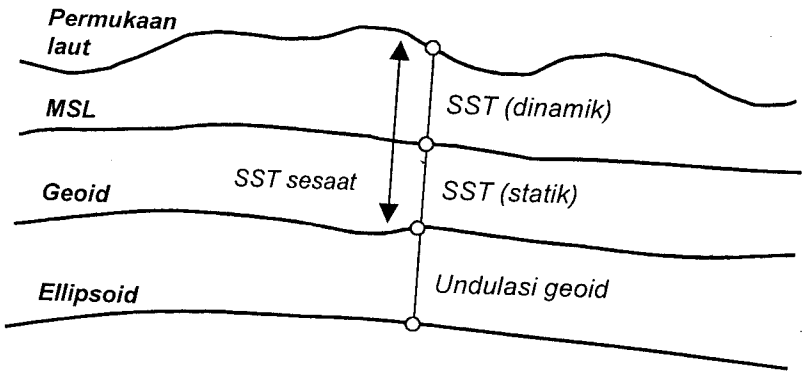


Gambar 8.4 Contoh bentuk satelit altimetri

8.4 APLIKASI SATELIT ALTIMETRI

Seperti sudah disebutkan sebelumnya, aplikasi satelit altimetri dalam bidang geodesi antara lain terkait dengan penentuan topografi permukaan laut (SST), penentuan topografi lapisan es, penentuan karakteristik dan pola arus, pasut, dan gelombang, penentuan kecepatan angin di atas permukaan laut, penentuan geoid di wilayah lautan, penentuan batas laut dengan lapisan es, serta unifikasi datum tinggi di wilayah kepulauan.

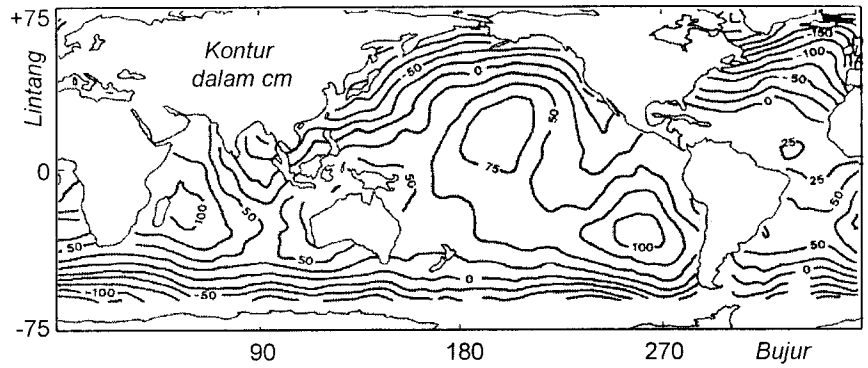
Dalam hal ini perlu dicatat bahwa yang dimaksud dengan SST (*Sea Surface Topography*) adalah deviasi muka laut dari permukaan geoid, yaitu perbedaan dalam tinggi ellipsoid antara permukaan laut dengan permukaan geoid, seperti yang diilustrasikan pada Gambar 8.5. SST sendiri dapat dibagi atas dua komponen, yaitu komponen statik (*quasi-stationary*) dan dinamik. Komponen dinamik terutama disebabkan oleh fenomena gelombang, pasang surut, dan variasi tekanan udara. Sedangkan komponen SST statik terutama disebabkan oleh arus laut, efek meteorologis, serta inhomogenitas pada distribusi salinitas dan temperatur air laut.



Gambar 8.5 *Sea Surface Topography* (SST)

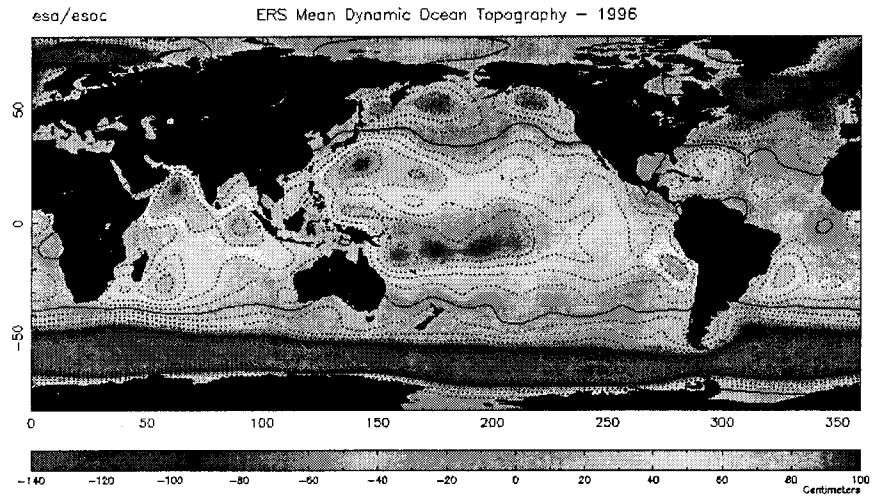
Pada pengamatan dengan satelit altimetri yang teramati pada saat pengukuran adalah SST sesaat, sedangkan yang ingin diketahui umumnya adalah SST statik. Gambar 8.6 menunjukkan **SST (statik) global** yang diestimasi dari 1,5 tahun data GEOS-3 ditambah seluruh data SEASAT yang ada.

Model geoid yang digunakan dalam hal ini adalah model geoid yang digunakan untuk orbit satelit SEASAT. Gambar ini menunjukkan bahwa satelit altimetri mempunyai kemampuan yang sangat baik dalam menentukan variasi spasial SST secara global.



Gambar 8.6 Representasi global dari SST [*Cheney et al.*, 1984]

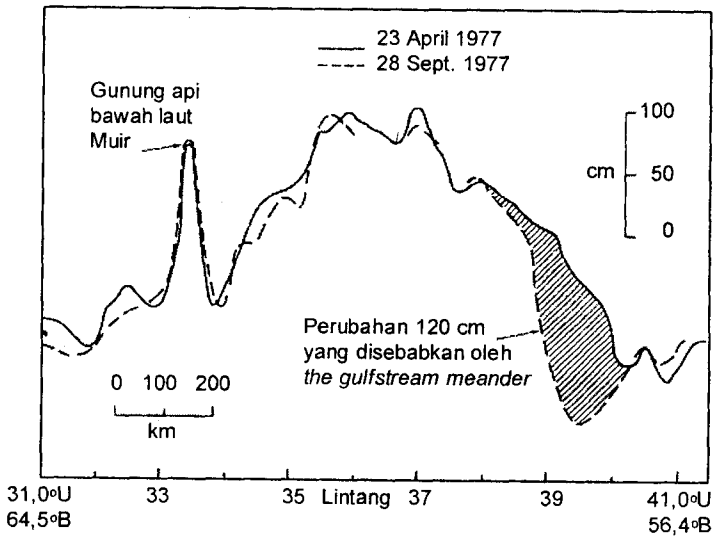
Satu contoh lainnya dari SST (statik), yang kadang dinamakan juga DOT (*Dynamic Ocean Topography*), global yang diestimasi dengan satelit altimetri diberikan pada Gambar 8.7. Variasi spasial SST ini dihitung menggunakan satu tahun data (1996) dari satelit ERS-1 dan ERS-2. SST ini merupakan nilai rata-rata dari 12 nilai SST bulanan. Model Geoid yang digunakan dalam hal ini adalah *ERS-1 Preliminary Marine Geoid*. Kalau dibandingkan dengan SST global yang ditunjukkan pada Gambar 8.6, terlihat bahwa variasi amplitudonya relatif sama yaitu sekitar -1,5 m sampai 1,0 m. Dalam hal ini hanya variasi maksima dan minima yang relatif tidak sama.



Gambar 8.7 Representasi global dari SST tahunan untuk 1996 [*ESOC*, 2000]

Satelit altimetri juga dapat dimanfaatkan untuk mempelajari **variasi SST terhadap waktu** dalam suatu skala spasial regional.

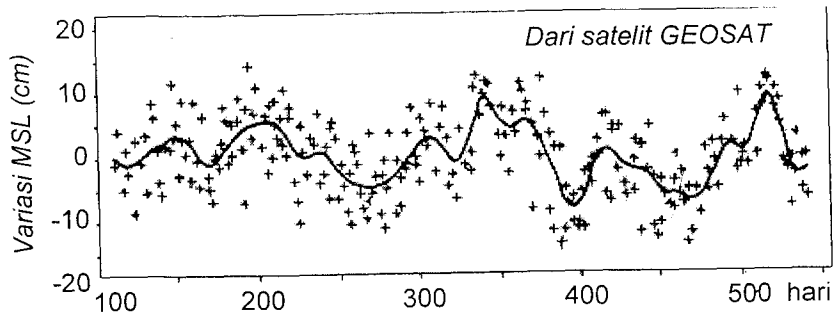
Hal ini ditunjukkan oleh hasil pada Gambar 8.8 yang diperoleh dari dua lewatan satelit GEOS-3 pada jejak yang sama di Lautan Atlantik sebelah Utara. Dari Gambar ini terlihat bahwa dalam selang waktu sekitar 5 bulan, perubahan SST dapat mencapai 120 cm karena adanya perubahan pada *gulfstream meander*. Menarik juga untuk disimak bahwa pada kawasan gunung api bawah laut Muir, variasi temporal SST dalam selang waktu tersebut relatif sangat kecil dan dapat diabaikan.



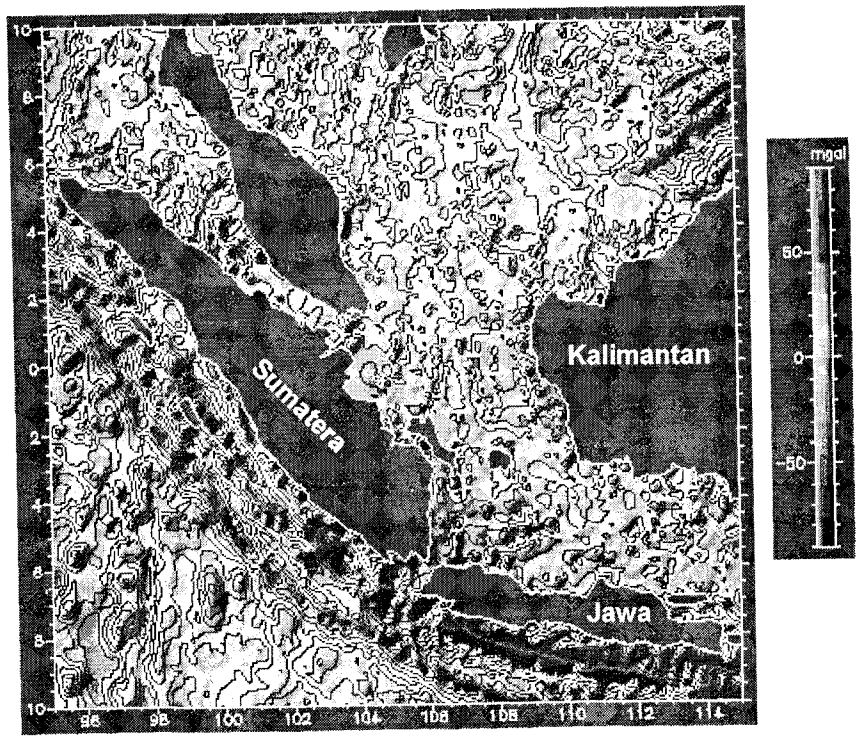
Gambar 8.8 Variasi temporal dari SST [*Cheney et al.*, 1984]

Satelit altimetri juga dapat digunakan untuk mempelajari **variasi dari MSL** (*Mean Sea Level*) terhadap waktu. Gambar 8.9 berikut menunjukkan contoh variasi MSL yang diestimasi dari 14 bulan data GEOSAT yang jejak (*ground track*)-nya berulang setiap tiga hari. Gambar ini memperlihatkan bahwa resolusi variasi MSL yang diperoleh adalah lebih baik dari 10 cm.

Satelit altimetri juga dapat digunakan untuk menentukan **variasi spasial dari anomali gaya berat** (*gravity anomaly*) di wilayah lautan. Gambar 8.10 berikut memperlihatkan contoh peta anomali gaya berat yang disusun dari hasil pengolahan data satelit altimetri GEOSAT, ERS-1 and TOPEX-Poseidon. Dari Gambar ini memperlihatkan bahwa variasi spasial regional dengan resolusi sekitar 10 mgal dapat diperoleh secara relatif mudah dengan satelit altimetri. Perlu ditekankan di sini bahwa variasi temporal anomaly gaya berat ini juga tentunya akan dapat ditentukan dari satelit altimetri.

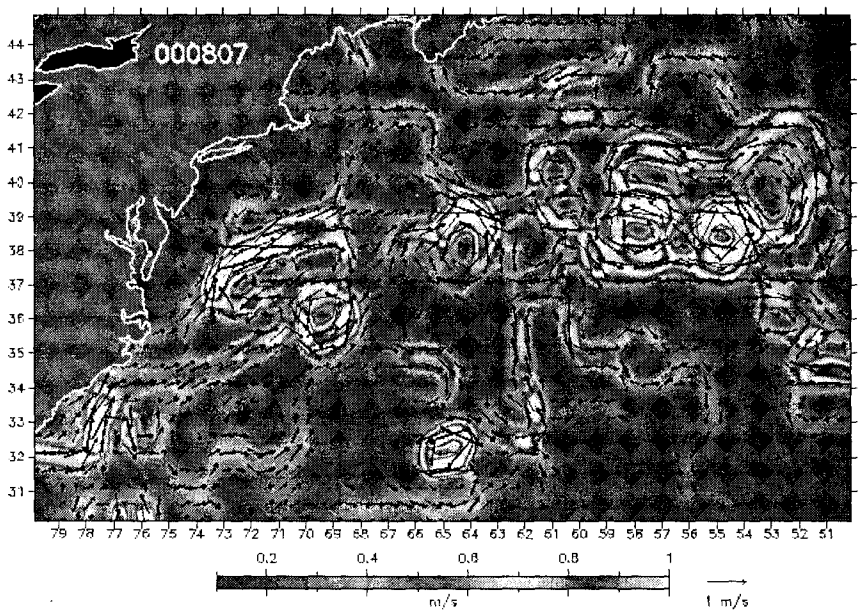


Gambar 8.9 Variasi temporal MSL dari satelit altimetri (*Cheney et al.*, 1986)



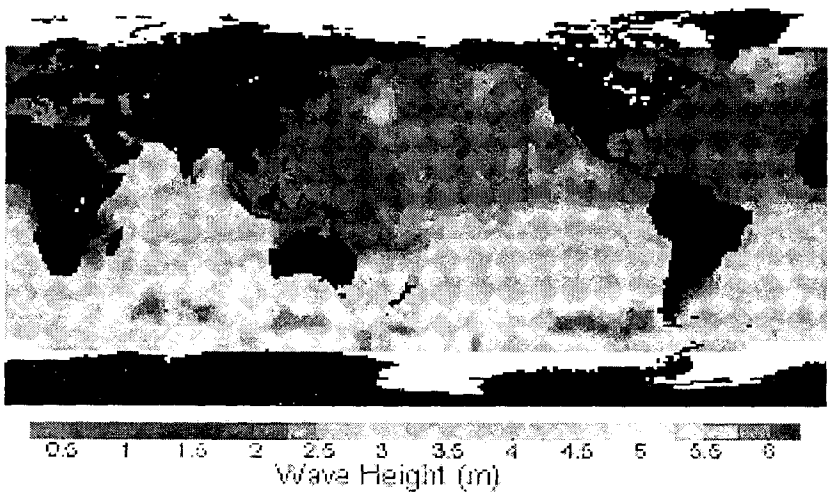
Gambar 8.10 Variasi spasial anomali gaya berat dari Satelit Altimetri [*DEOS*, 2000]

Seperti sudah disebutkan sebelumnya **kecepatan dan pola arus laut** juga dapat diestimasi dari data satelit altimetri. Gambar 8.11 menunjukkan kecepatan dan pola arus (*gulfstream*) di pantai Timur Amerika Serikat pada 7 Agustus 2000, yang diestimasi menggunakan data satelit ERS-2.

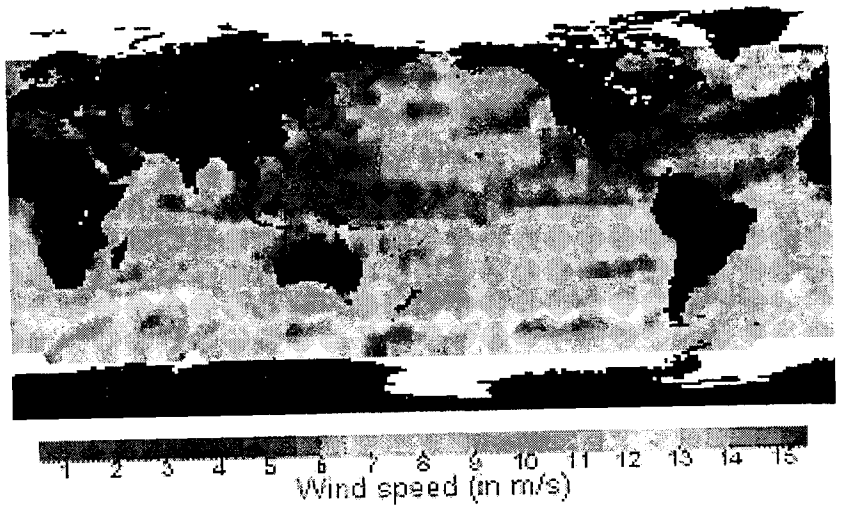


Gambar 8.11 Kecepatan dan pola arus dari Satelit Altimetri [*DEOS*, 2000]

Tinggi gelombang signifikan (*significant wave height*) dan **kecepatan angin** juga dapat diestimasi dari data satelit altimetri, seperti yang ditunjukkan pada Gambar 8.12 dan 8.13 berikut.



Gambar 8.12 Tinggi gelombang dari Satelit Altimetri [*AVISO*, 2000]



Gambar 8.13 Kecepatan angin dari Satelit Altimetri [*AVISO*, 2000]

Gambar 8.12 menunjukkan tinggi gelombang signifikan serta variasi spasialnya secara global pada bulan Juli 1998, dan Gambar 8.13 menunjukkan kecepatan angin serta variasi spasialnya pada periode waktu yang sama. Data yang digunakan adalah data satelit TOPEX/Poseidon. Kedua Gambar ini menunjukkan hubungan antara kecepatan angin dan tinggi gelombang signifikan. Terlihat bahwa semakin cepat kecepatan angin maka akan semakin tinggi gelombang signifikan, dan sebaliknya.

Bab 9
SISTEM SATELIT NAVIGASI

Sampai saat ini pada prinsipnya sudah ada empat sistem satelit navigasi yang pernah dikembangkan dan dimanfaatkan, yaitu sistem TRANSIT (Doppler) dan GPS milik Amerika Serikat, dan TSIKADA dan GLONASS milik Rusia [*Seeber,* 1993; *Forssell,* 1991). Sistem TRANSIT didesain pada tahun 1958, dan dinyatakan operasional pada tahun 1964 (untuk pihak militer) dan 1967 (untuk pihak sipil). Sistem TSIKADA adalah sistem Rusia yang mirip dengan TRANSIT yang juga operasional sekitar pertengahan 1960-an. Pada saat ini kedua sistem satelit ini praktis sudah tidak banyak digunakan lagi, tergantikan oleh sistem-sistem GPS dan GLONASS.

Saat ini sistem TRANSIT dan TSIKADA sudah tidak operasional lagi, digantikan oleh GPS dan GLONASS. Dari kedua sistem yang operasional tersebut, GPS adalah sistem yang paling populer dan paling banyak digunakan saat ini. Oleh sebab itu pada Bab ini penjelasan tentang sistem satelit navigasi akan dikonsentrasikan pada sistem GPS. Sistem GLONASS akan hanya disinggung sekilas di akhir Bab. Penjelasan yang lebih rinci dan komprehensif tentang sistem GPS diberikan di *Abidin* (2000).

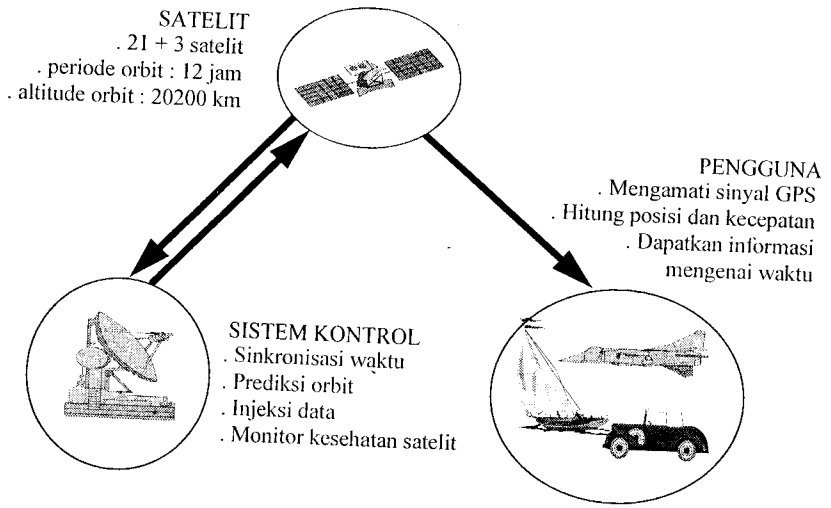
GPS adalah sistem radio navigasi dan penentuan posisi menggunakan satelit. Nama formalnya adalah NAVSTAR GPS, kependekan dari *NAVigation Satellite Timing and Ranging Global Positioning System.* Sistem yang dapat digunakan oleh banyak orang sekaligus dalam segala cuaca ini, didesain untuk memberikan posisi dan kecepatan tiga dimensi yang teliti, dan juga informasi mengenai waktu, secara kontinyu di seluruh dunia [*Abidin,* 2000]. Arsitektur dari sistem GPS disetujui oleh Departemen Pertahanan Amerika Serikat pada tahun 1973. Satelit yang pertama diluncurkan pada tahun 1978, dan secara resmi sistem GPS dinyatakan operasional pada tahun 1994. Biaya pembangunan sistem GPS yang pernah dilaporkan adalah sekitar 10 milyar US dollar, sementara biaya operasi dan pemeliharaannya per tahun berkisar dari 250 sampai 500 juta USD [*Enge and Misra,* 1999]. Sejarah pembangunan serta karakteristik sistem GPS secara komprehensif dapat dibaca di [*Parkinson et. al.,* 1996].

Pada dasarnya GPS terdiri atas tiga segmen utama, yaitu segmen angkasa (*space segment*) yang terdiri dari satelit-satelit GPS,

segmen sistem kontrol (*control system segment*) yang terdiri dari stasiun-stasiun pemonitor dan pengontrol satelit, dan segmen pemakai (*user segment*) yang terdiri dari pemakai GPS termasuk alat-alat penerima dan pengolah sinyal dan data GPS. Ketiga segmen GPS ini digambarkan secara skematik pada Gambar 9.1.

9.1 SEGMEN SATELIT

Satelit GPS bisa dianalogikan sebagai stasiun radio di angkasa, yang diperlengkapi dengan antena-antena untuk mengirim dan menerima sinyal-sinyal gelombang. Sinyal-sinyal ini selanjutnya diterima oleh receiver GPS di/dekat permukaan bumi, dan digunakan untuk menentukan informasi posisi, kecepatan, maupun waktu. Selain itu satelit GPS juga diperlengkapi dengan peralatan untuk mengontrol 'tingkah-laku' (*attitude*) dari satelit, serta sensor-sensor untuk mendeteksi peledakan nuklir dan lokasinya.



Gambar 9.1 Sistem Penentuan Posisi Global, GPS [*Wells et al.*, 1986]

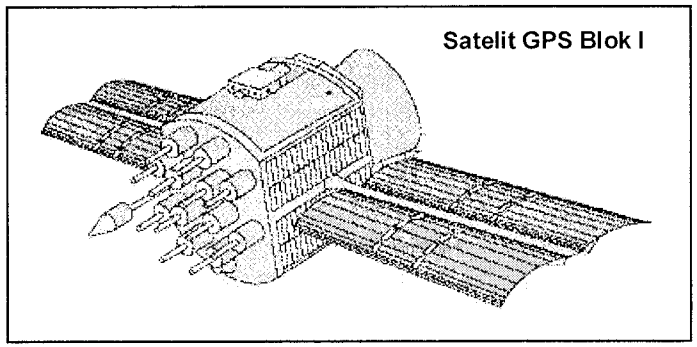
Pada dasarnya satelit-satelit GPS dapat dibagi atas beberapa generasi yaitu [*Kaplan*, 1996]:

- BLOK I : *Initial Concept Validation Satellites*
- BLOK II : *Initial Production Satellites*
- BLOK IIA : *Upgraded Production Satellites*
- BLOK IIR : *Replenishment Satellites*
- BLOK IIF : *Follow-On "Suistainment" Satellites*

Pada saat ini (Agustus 2000), ada 7 satelit Blok II, 18 satelit Blok II A, dan 2 satelit Blok IIR, satelit-satelit yang operasional adalah satelit-satelit Blok II dan IIA.

9.1.1 Satelit Blok I

Satelit GPS Blok I adalah generasi satelit percobaan (*Initial Concept Validation Satellites*), dan pertama kali diluncurkan pada tanggal 22 Februari 1978. Sejak saat itu sampai tahun 1985, ada 11 satelit Blok I yang diluncurkan, dan bentuk fisik dari satelit ini ditunjukkan pada Gambar 9.2. Meskipun satelit Blok I hanya dimaksudkan sebagai satelit percobaan, tetapi sejak awal satelit-satelit Blok-I ini sudah banyak digunakan oleh pihak militer maupun sipil dengan hasil yang baik.



Gambar 9.2 Satelit GPS Blok I

Saat ini satelit Blok I sudah tidak operasional lagi, dan sudah digantikan dengan generasi operasional yang dinamakan Blok II dan IIA. Status dan sejarah konstelasi dari satelit Blok I ini diberikan pada Tabel 9.1 berikut. Dari Tabel ini dapat diturunkan bahwa masa operasional total dari satelit Blok I ini adalah sekitar 78,29 tahun, dengan masa operasional rata-rata per satelit sekitar 7,8 tahun. Meskipun satelit Blok I, yang dibuat oleh Rockwell International ini, mempunyai rencana masa hidup 3 tahun, tetapi pada kenyataannya ada yang mencapai masa hidup lebih dari 10 tahun (lihat Tabel 9.1). Sebagai pengganti dari satelit Blok I yang sudah tidak berfungsi, diluncurkan satelit-satelit Blok II dan IIA yang lebih canggih dan lebih dapat diandalkan daripada satelit percobaan tipe Blok I.

9.1.2 Satelit Blok II dan IIA

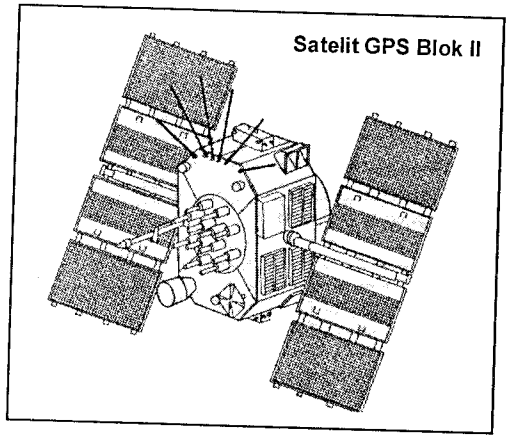
Satelit Blok II adalah satelit GPS operasional generasi pertama, dan mempunyai nomor SVN (*Space Vehicle Numbers*) dari 13 sampai 21. Satelit Blok II ini dibangun oleh Rockwell International dan diluncurkan mulai Februari 1989 sampai Oktober 1990.

Tabel 9.1 Status dan Sejarah Konstelasi Satelit Blok I GPS

NAV-STAR	SVN	PRN	Waktu Peluncuran	Mulai Operasional	Berhenti Operasional	Lama Operasional (bulan)
I - 1	01	04	22-Feb-78	29-Mar-78	25-Jan-80	21,9
I - 2	02	07	03-Mei-78	14-Jul-78	30-Jul-80	25,5
I - 3	03	06	06-Okt-78	09-Nov-78	19-Apr-92	161,3
I - 4	04	08	11-Des-78	08-Jan-79	27-Okt-86	93,6
I - 5	05	05	09-Feb-80	27-Feb-80	28-Nov-83	45
I - 6	06	09	26-Apr-80	16-Mei-80	10-Des-90	126,8
I - 7	07	-	18-Des-81	Gagal pada saat peluncuran		
I - 8	08	11	14-Jul-83	10-Aug-83	04-Mei-93	116,8
I - 9	09	13	13-Jun-84	19-Jul-84	28-Feb-94	115,2
I - 10	10	12	08-Sep-84	03-Okt-84	18-Nov-95	133,5
I - 11	11	03	09-Okt-85	30-Okt-85	27-Feb-94	99,9

SVN = Satellite Vehicle Number, PRN = Pseudo Random noise Number

Berbeda dengan satelit Blok I, satelit Blok II didesain sedemikian rupa untuk meminimalkan interaksi dengan stasiun pemantau di Bumi, dan disamping itu sebagian besar aktivitas pemeliharaan satelit dapat dilakukan tanpa mengganggu pengiriman sinyal. Pengiriman data secara periodik dari segmen pengontrol ke satelit juga tidak akan mengganggu pelayanan yang diberikan oleh satelit tersebut. Satelit Blok II ini mempunyai kapasitas penyimpanan data (pesan navigasi) selama 14 hari, ketimbang 3,5 hari yang dipunyai oleh satelit Blok I. Bentuk fisik dari satelit Blok II ini ditunjukkan pada Gambar 9.3 berikut.



Gambar 9.3 Bentuk tipikal Satelit GPS Blok II/IIA

Satelit Blok IIA, yang juga dibangun oleh Rockwell International, mempunyai nomor SVN dari 22 sampai 40. Satelit Blok IIA pada dasarnya identik dengan satelit Blok II, dengan satu perkecualian yaitu seandainya stasiun pemantau satelit tidak dapat mengirimkan pesan navigasi yang baru ke satelit, maka satelit akan mampu mengirimkan pesan navigasi yang terakhir sampai selama 180 hari. Meskipun dari sisi pengguna informasi orbit yang dikirimkan dalam hal ini ketelitiannya berkurang dengan waktu, namun setidaknya sistem satelit tetap beroperasi dan dapat digunakan.

Secara total ada 29 satelit Blok II dan IIA yang telah diproduksi [*Parkinson*, 1996], yang sebagian besar sudah berada dalam orbitnya. Pada bulan April 1994, segmen angkasa GPS yang terdiri dari 24 satelit Blok II/IIA dinyatakan resmi sebagai segmen satelit yang operasional. Sampai saat ini (Agustus 2000) ada 27 satelit Blok II, IIA dan IIR yang operasional, dan status konstelasinya ditunjukkan pada Tabel 9.2 berikut.

Tabel 9.2. Status Konstelasi Satelit GPS (status Agustus,2000), dari *GPS Info* (2000)

NAV-STAR	SVN	PRN	Waktu Peluncuran	Mulai Operasional	Jam	Bidang Orbit
II - 1	14	14	14-Feb-1989	15-Apr-1989	Dihentikan: 14-Apr-2000	
II - 2	13	02	10-Jun-1989	10-Agt-1989	Cs	B-3
II - 3	16	16	18-Agt-1989	14-Okt-1989	Cs	E-5
II - 4	19	19	21-Okt-1989	23-Nov-1989	Rb	A-4
II - 5	17	17	11-Des-1989	06-Jan-1990	Cs	D-3
II - 6	18	18	24-Jan-1990	14-Feb-1990	Cs	F-3
II - 7	20	20	26-Mar-1990	18-Apr-1990	Dihentikan: 10-Mei-96	
II - 8	21	21	02-Agt-1990	22-Agt-1990	Cs	E-2
II - 9	15	15	01-Okt-1990	15-Okt-1990	Cs	D-2
IIA - 10	23	23	26-Nov-1990	10-Des-1990	Cs	E-4
IIA - 11	24	24	04-Jul-1991	30-Agt-1991	Rb	D-1
IIA - 12	25	25	23-Feb-1992	24-Mar-1992	Cs	A-2
IIA - 13	28	28	10 Apr-1992	25-Apr-1992	Dihentikan: 15-Agt-97	
IIA - 14	26	26	07-Jul-1992	23-Jul-1992	Rb	F-2
IIA - 15	27	27	09-Sep-1992	30-Sep-1992	Cs	A-3
IIA - 16	32	01	22-Nov-1992	11-Des-1992	Cs	F-1
IIA - 17	29	29	18-Des-1992	05-Jan-1993	Rb	F-4
IIA - 18	22	22	03-Feb-1993	04-Apr-1993	Rb	B-1
IIA - 19	31	31	30-Mar-1993	13-Apr-1993	Cs	C-3
IIA - 20	37	07	13-Mei-1993	12-Jun-1993	Cs	C-1

lanjutan Tabel 9.2

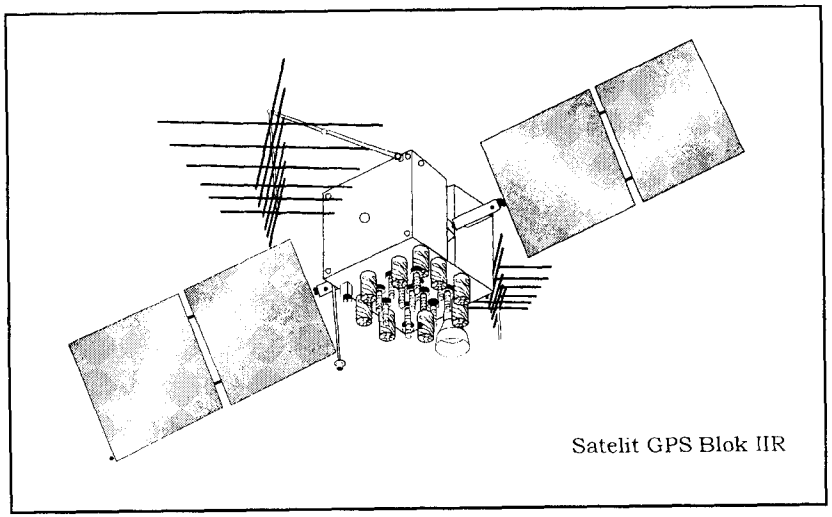
NAV-STAR	SVN	PRN	Waktu Peluncuran	Mulai Operasional	Jam	Bidang Orbit
IIA - 21	39	09	26-Jun-1993	20-Jul-1993	Cs	A-1
IIA - 22	35	05	30-Agt-1993	28-Sep-1993	Cs	B-4
IIA - 23	34	04	26-Okt-1993	22-Nov-1993	Rb	D-4
IIA - 24	36	06	10-Mar-1994	28-Mar-1994	Cs	C-1
IIA - 25	33	03	28-Mar-1996	09-Apr-1996	Cs	C-2
IIA - 26	40	10	16-Jul-1996	15-Agt-1996	Cs	E-3
IIA - 27	30	30	12-Sep-1996	01-Okt-1996	Cs	B-2
IIA - 28	38	08	06-Nov-1997	18-Des-1997	Rb	A-5
IIR-1	42		17-Jan-1997	Peluncuran gagal (meledak)		
IIR-2	43	13	23-Jul-1997	31-Jan-1998	Rb	F-5
IIR-3	46	11	07-Okt-1999		Rb	D-2
IIR-4	51	20	11-Mei-2000	01-Jul-2000	Rb	E-1
Cs = Cesium, Rb = Rubidium.						

Satelit Blok II/IIA didesain untuk memberikan pelayanan selama 7.3 tahun, dan setiap satelit mempunyai 4 jam atom: dua Cesium (Cs) dan dua Rubidium (Rb); serta mempunyai kemampuan Selective Availability (SA) dan Anti Spoofing (AS). Satelit Blok II/IIA ini diluncurkan dari Cape Caneveral Air Force Station dengan menggunakan Delta II MLV (*Medium Launch Vehicle*).

9.1.3 Satelit Blok IIR

Satelit Blok IIR adalah generasi satelit GPS setelah satelit Blok IIA yang dibangun oleh General Electric, dan mempunyai nomor SVN dari 41 sampai 62. Bentuk fisik dari satelit Blok IIR ini ditunjukkan pada Gambar 9.4 berikut. Satelit yang pertama dari generasi Blok IIR ini telah diluncurkan pada tanggal 17 Januari 1997, tetapi hancur karena kegagalan dalam proses peluncurannya. Sedangkan satelit Blok IIR yang kedua telah diluncurkan pada tanggal 23 Juli 1997 dan dinyatakan operasional pada tanggal 31 Januari 1998. Satelit Blok IIR yang keempat diluncurkan pada tanggal 11 Mei 2000 dan dinyatakan operasional pada tanggal 1 Juli 2000.

Karakteristik yang spesifik dari satelit Blok IIR ini adalah kemampuannya untuk melakukan navigasi yang sifatnya mandiri (*autonomous navigation*). Dalam hal ini, satelit Blok IIR dapat menciptakan pesan navigasinya sendiri tanpa pengiriman dari stasiun pengontrol di Bumi. Dengan kemampuan ini sistem dapat menjaga ketelitiannya secara baik meskipun cukup lama tidak melakukan



Gambar 9.4 Bentuk tipikal Satelit GPS Blok-IIR

kontak dengan segmen pengontrol di Bumi, seperti yang ditunjukkan oleh data pada Tabel 9.3 berikut.

Tabel 9.3 Perbandingan Satelit GPS [*Kaplan*, 1996].

Blok	Kemampuan Autonomous Navigation	Data Storage: Ephemeris/ Clock (hari)	Pengelolaan Momentum	Periode dari Autonomous Operation, AO (hari)	URE di akhir periode AO (m)
II	Tidak	14	OCS	14	161,1
II A	Tidak	180	*Onboard*	180	<10000
II R	Ya	210	*Onboard*	180	7,4
OCS = Operational Control Segment, URE = User Range Error					

Perbedaan lainnya antara satelit Blok IIR dengan satelit Blok IIA dapat diringkaskan sebagai berikut:

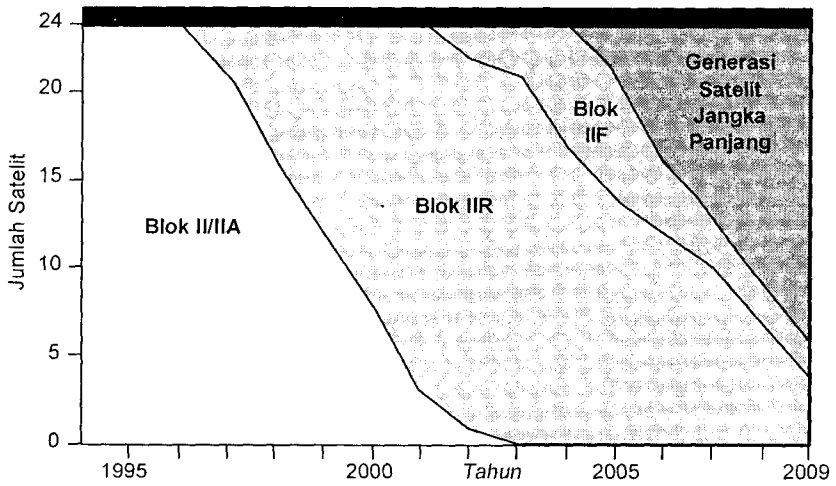
- Berkaitan dengan *Navigation Payload*:
  - tambahan penguatan terhadap radiasi.
  - kemampuan melakukan pengukuran jarak antarsesama satelit (*cross link ranging*).
  - mikro-prosesor yang dapat di program ulang.
  - dua jam atom operasional pada setiap saat (*hot backup*).
- Berkaitan dengan *Electrical Power Systems* (EPS):
  - Penggunan 3 baterai Ni CAD dan 2 baterai NiH.

- Berkaitan dengan *Attitude And Velocity Control Systems* (AVCS):
  - Mekanisme akuisisi/pengarahan dari manual sampai otomatis.
- Berkaitan dengan *System Design*:
  - Kapasitas bahan bakar yang lebih besar
  - Adanya sistem pengelolaan tambahan pada prosesor satelit.

Satelit Blok IIR didesain untuk memberikan pelayanan selama 7,8 tahun, dan setiap satelit mempunyai 3 jam atom: satu Cesium (Cs) dan dua Rubidium (Rb); serta mempunyai kemampuan *Selective Availability* (SA) dan *Anti Spoofing* (AS).

9.1.4 Satelit Blok IIF

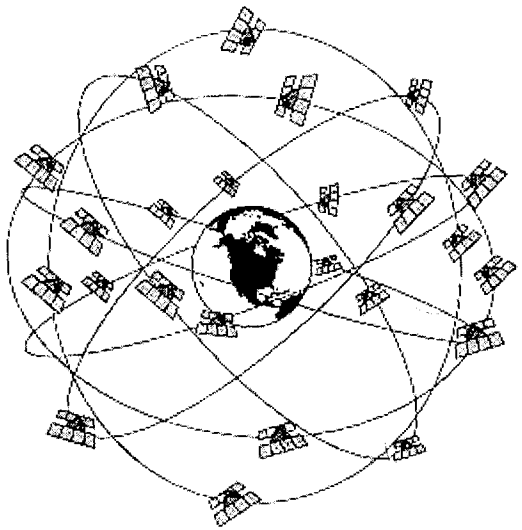
Satelit Blok IIF adalah generasi satelit GPS yang direncanakan akan menggantikan generasi satelit Blok IIR. Dalam hal ini Angkatan Udara AS merencanakan membeli sebanyak 33 buah satelit Blok IIF. Rencananya satelit Blok IIF mulai akan diluncurkan mulai tahun 2001, seperti yang diilustrasikan pada Gambar 9.5.



Gambar 9.5 Rencana Konstelasi Satelit GPS

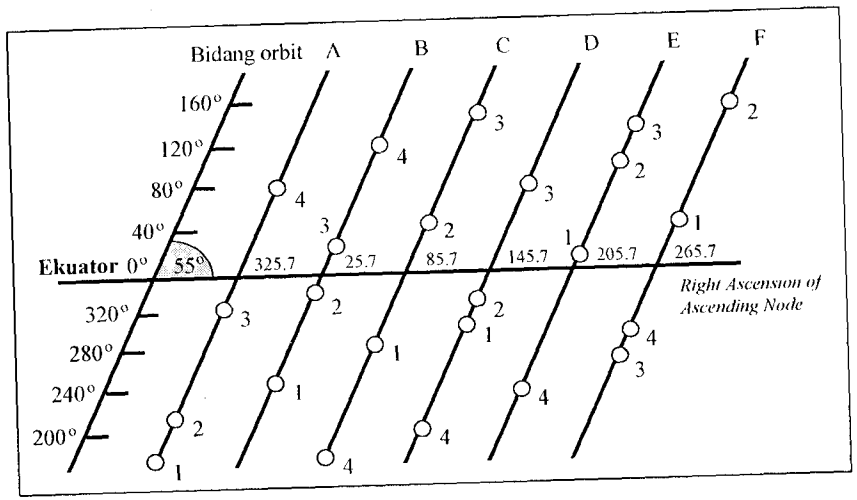
9.1.5 Konfigurasi Orbit

Konstelasi standar dari satelit GPS terdiri dari 24 satelit yang menempati 6 (enam) bidang orbit yang bentuknya sangat mendekati lingkaran, dengan eksentrisitas orbit umumnya lebih kecil dari 0,02, seperti yang diilustrasikan pada Gambar 9.6.



Gambar 9.6 Konfigurasi Orbit Satelit-satelit GPS

Keenam bidang orbit satelit GPS mempunyai spasi sudut yang sama antarsesamanya. Meskipun begitu setiap orbit ditempati oleh 4 satelit dengan interval antaranya yang tidak sama, seperti yang ditunjukkan pada Gambar 9.7. Jarak antarsatelit diatur sedemikian rupa untuk memaksimalkan probabilitas kenampakan setidaknya 4 satelit yang bergeometri, baik dari setiap tempat di permukaan bumi pada setiap saat [*Bagley and Lamons*, 1992; *Green*, 1989].



Gambar 9.7 Distribusi satelit GPS

Orbit satelit GPS berinklinasi 55 derajat terhadap bidang ekuator dengan ketinggian rata-rata dari permukaan bumi sekitar 20.200 km. Satelit GPS bergerak dalam orbitnya dengan kecepatan kira-kira 3,87 km/detik dan mempunyai periode 11 jam dan 58 menit (sekitar 12 jam). Dengan adanya 24 satelit yang mengangkasa tersebut, 4 sampai 10 satelit GPS akan selalu dapat diamati pada setiap waktu dari manapun di permukaan bumi.

Setiap satelit GPS secara kontinyu memancarkan sinyal-sinyal gelombang pada 2 frekuensi L-band yang dinamakan L1 and L2. Sinyal L1 berfrekuensi 1575,42 MHz dan sinyal L2 berfrekuensi 1227,60 MHz. Sinyal L1 membawa 2 buah kode biner yang dinamakan kode-P (*P-code, Precise or Private code*) dan kode-C/A (C/A-code, *Clear Access* or *Coarse Acquisation*), sedangkan sinyal L2 hanya membawa kode-C/A. Perlu dicatat bahwa pada saat ini kode-P telah diubah menjadi kode-Y yang strukturnya dirahasiakan untuk umum.

Dengan mengamati sinyal-sinyal dari satelit dalam jumlah dan waktu yang cukup, seseorang kemudian dapat memrosesnya untuk mendapatkan informasi mengenai posisi, kecepatan, dan waktu, ataupun parameter-parameter turunannya.

9.2 SEGMEN SISTEM KONTROL

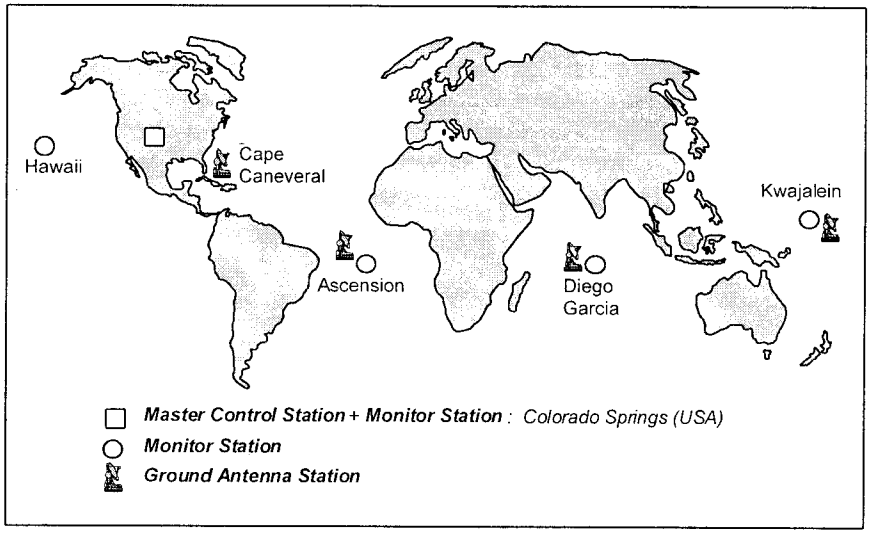
Segmen sistem kontrol berfungsi mengontrol dan memantau operasional satelit dan memastikan bahwa satelit berfungsi sebagaimana mestinya. Fungsi ini mencakup beberapa tugas dan kewajiban yaitu antara lain:

- ☐ Menjaga agar semua satelit masing-masing berada pada posisi orbitnya yang seharusnya (***station keeping***). Ini dilakukan dengan:
  - *Mengamati semua satelit secara terus-menerus.*
  - *Memprediksi ephemeris satelit serta karakteristik dari jam satelit.*
  - *Secara periodik memperbaharui navigation message untuk setiap satelit (normalnya sekali sehari, kalau diperlukan bisa lebih sering).*
- ☐ Memantau status dan kesehatan dari semua sub-sistem (bagian) satelit.
- ☐ Memantau panel matahari satelit, level daya baterai, dan propellant level yang digunakan untuk manuver satelit.
- ☐ Menentukan dan menjaga waktu sistem GPS.

Kelaik-gunaan satelit-satelit GPS tersebut dimonitor dan dikontrol oleh segmen sistem kontrol yang terdiri dari beberapa stasiun pemonitor dan pengontrol yang tersebar di seluruh dunia, yaitu di

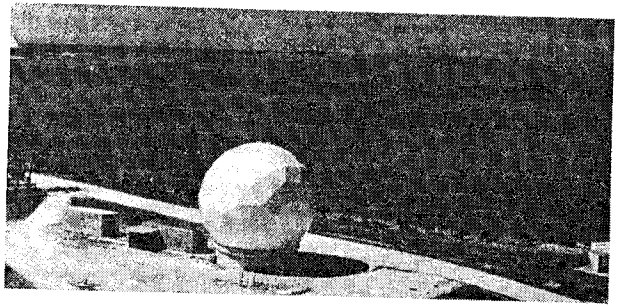
pulau Ascension (Samudera Atlantik bagian selatan), Diego Garcia (Samudera Hindia), Kwajalein (Samudera Pasifik bagian utara), Hawaii, dan Colorado Springs. Disamping memonitor dan mengontrol kesehatan seluruh satelit beserta seluruh komponennya, segmen kontrol ini juga berfungsi menentukan orbit dari seluruh satelit GPS yang merupakan informasi vital untuk penentuan posisi dengan satelit.

Secara spesifik, segmen sistem kontrol terdiri dari *Ground Antenna Stations* (GAS), *Monitor Stations* (MS), *Prelaunch Compatibility Station* (PCS), dan *Master Control Station* (MCS) [*Bagley and Lamons*, 1992]. GAS berlokasi di Ascension, Diego Garcia, dan Kwajalein. Lima stasiun MS terdiri dari stasiun GCS ditambah stasiun di Colorado Springs dan Hawaii. Stasiun PCS berlokasi di Cape Caneveral, dan stasiun ini juga berfungsi sebagai backup dari GAS. Sedangkan stasiun MCS berlokasi di Colorado Springs. Lokasi dari stasiun-stasiun tersebut ditunjukkan pada Gambar 9.8.



Gambar 9.8 Lokasi stasiun-stasiun sistem kontrol GPS

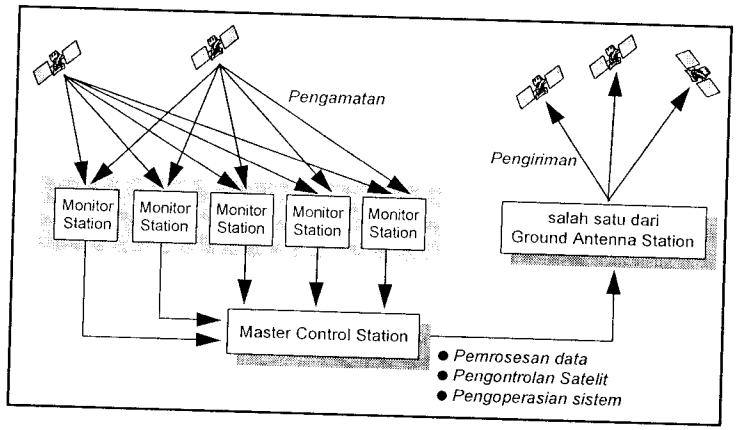
Dalam segmen sistem kontrol GPS ini, MS bertugas mengamati secara kontinyu seluruh satelit GPS yang terlihat (mencapai 11 satelit pada kedua frekuensi L1 dan L2). Pada prinsipnya stasiun MS tidak melakukan pengolahan data, tetapi hanya mengirimkan data pseudorange serta pesan navigasi yang dikumpulkan ke MCS untuk diproses secara real-time. Setiap stasiun MS ini beroperasi secara otomatis, tidak dijaga oleh orang (*unmanned*), dan dioperasikan dengan pengontrolan jarak jauh dari MCS. Contoh foto dari suatu stasiun MS yang ada di Diego Garcia, ditunjukkan pada Gambar 9.9.



Gambar 9.9 Foto stasiun MS yang juga GAS di Diego Garcia [*Kaplan*, 1996]

Seluruh data yang dikumpulkan oleh MS ini kemudian dikirimkan ke MCS untuk diproses guna memperoleh parameter-parameter dari orbit satelit dan waktu, serta parameter-parameter penting lainnya. MCS sendiri berlokasi tepatnya di *Consolidated Space Operations Center* (CSOC), Pangkalan Angkatan Udara Falcon, Colorado Springs. Pusat pengolah data dari jaringan *Operational Control System* (OCS) ini beroperasi secara kontinyu (24 jam per hari, 7 hari per minggu) dan dioperasikan oleh personil-personil terlatih dari *Air Force Space Command*, Amerika Serikat. Disamping tugas pengolahan data tersebut, MCS juga bertanggung jawab dalam pengontrolan pergerakan satelit dalam orbitnya serta status kesehatannya.

Hasil perhitungan tersebut kemudian dikirimkan ke salah satu GAS, dimana untuk selanjutnya informasi-informasi tersebut beserta data-data lainnya dikirimkan ke satelit-satelit GPS yang nampak oleh stasiun GAS. Seperti halnya stasiun MS, setiap stasiun GAS ini juga beroperasi secara otomatis, tidak dijaga oleh orang, dan dioperasikan dengan pengontrolan jarak jauh dari MCS.



Gambar 9.10 Skema kerja sistem kontrol GPS

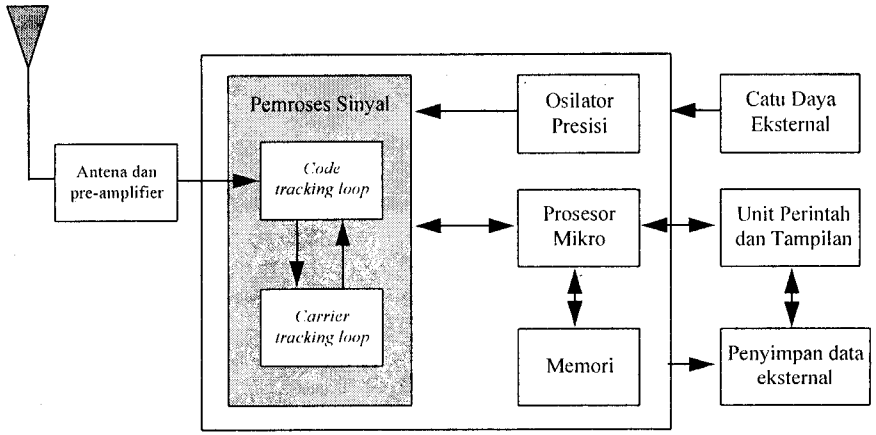
Secara umum sistem kerja segmen pengontrol yang dijelaskan di atas dapat diilustrasikan secara skematis pada Gambar 9.10.

9.3 SEGMEN PENGGUNA

Segmen pengguna terdiri dari para pengguna satelit GPS, baik di darat, laut, udara, maupun di angkasa. Dalam hal ini alat penerima sinyal GPS (*GPS receiver*) diperlukan untuk menerima dan memroses sinyal-sinyal dari satelit GPS untuk digunakan dalam penentuan posisi, kecepatan, maupun waktu.

Komponen utama dari suatu receiver GPS secara umum adalah [*Seeber*, 1993]: antena dengan pre-amplifier; bagian RF (*Radio Frequency*) dengan pengidentifikasi sinyal dan pemroses sinyal; pemroses mikro untuk pengontrolan receiver, *data sampling*, dan pemroses data (solusi navigasi); osilator presisi; catu daya; unit perintah dan tampilan; dan memori serta perekam data. Komponen-komponen tersebut digambarkan secara skematis pada Gambar 9.8.

Patut dicatat di sini bahwa berdasarkan pada tingkat kecanggihan komponen-komponen tersebut di atas, receiver GPS yang beredar di pasaran cukup bervariasi baik dari segi jenis, merek, harga, ketelitian yang diberikan, berat, ukuran, maupun bentuknya.



Gambar 9.6 Komponen utama dari receiver GPS [*Seeber*, 1993]

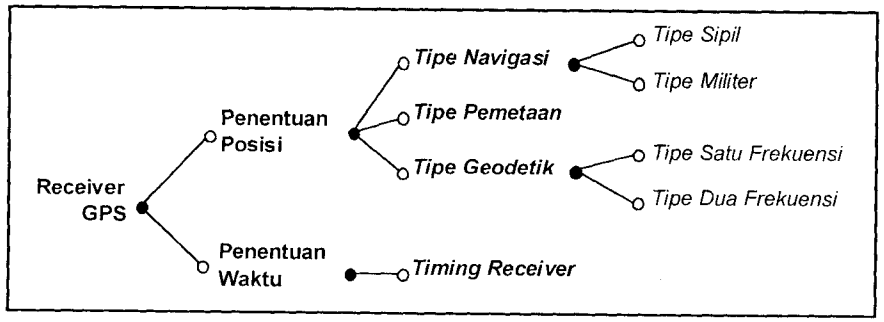
9.3.1 Klasifikasi Receiver GPS

Ada beberapa cara yang dapat digunakan untuk mengklasifikasikan receiver GPS [*Seeber*, 1993], yaitu antara lain berdasarkan fungsinya, data yang direkamnya, jumlah kanalnya, ataupun penggunanya.

Dilihat dari fungsinya, secara umum receiver GPS dapat diklasifikasikan secara skematik seperti pada Gambar 9.7 berikut:

Berdasarkan jenis data yang direkam atau diberikan, receiver GPS juga dapat diklasifikasikan sebagai berikut, yaitu:

- receiver kode-C/A (contohnya receiver tipe navigasi dan tipe pemetaan),
- receiver kode-C/A + fase-L1 (contohnya receiver tipe geodetik satu-frekuensi),
- receiver kode-C/A + fase-L1 + fase-L2 (contohnya receiver tipe geodetik dua frekuensi yang menggunakan teknik *signal squaring*), dan
- receiver kode-C/A + kode-P + fase-L1,L2 (contohnya receiver tipe geodetik dua frekuensi kode-P)

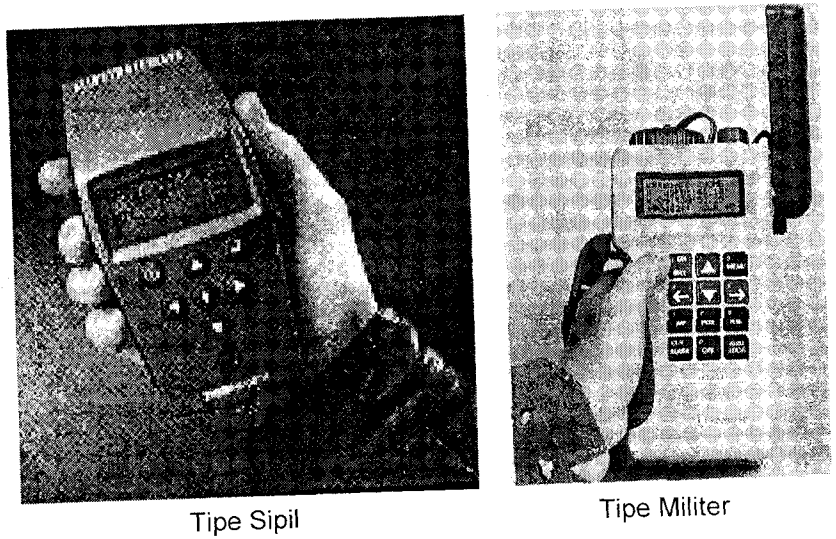


Gambar 9.7 Klasifikasi receiver GPS

Receiver GPS untuk penentuan posisi, seperti yang ditunjukkan pada Gambar 9.7, pada dasarnya dapat dibagi atas receiver tipe navigasi, tipe pemetaan, dan tipe geodetik. Receiver **tipe navigasi** (*navigation type*) yang kadang disebut tipe genggam (*handheld receiver*) umumnya digunakan untuk penentuan posisi absolut secara instan yang tidak menuntut ketelitian terlalu tinggi. Receiver navigasi tipe sipil dapat memberikan ketelitian posisi sekitar 50 - 100 m, dan tipe militer sekitar 10 - 20 m. Harga dari receiver tipe navigasi ini umumnya juga relatif murah. Sebagai contoh pada saat ini (April 1999), receiver navigasi tipe sipil umumnya berkisar dari 150 sampai 300 US dollar per unit. Pada saat ini terdapat cukup banyak receiver GPS tipe navigasi dari berbagai merek yang beredar di pasaran. Contoh dari dua jenis receiver GPS tipe navigasi ini ditunjukkan pada Gambar 9.8.

Tabel 9.4 Beberapa merek receiver GPS tipe navigasi dan harganya (*Navtech*, 2000)

Merek	Harga (US$)
Garmin 38	149.00
Eagle Explorer	199.99
Lowrance Globalnav 200	199.99
Magellan GPS Tracker	244.99
Magellan 4000XL	249.95
Garmin 12CX	279.99
Magellan Trailblazer XL	279.99

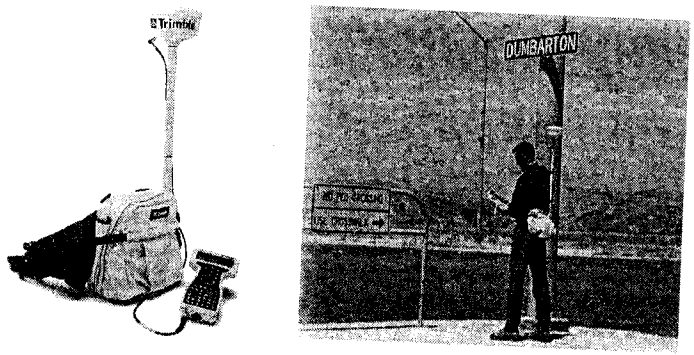


Gambar 9.8 Contoh Receiver GPS Tipe Navigasi

Seperti halnya receiver tipe navigasi, receiver GPS **tipe pemetaan** juga memberikan data pseudorange (kode-C/A). Hanya bedanya, pada receiver tipe pemetaan, data tersebut direkam dan dapat kemudian dipindahkan (*down-load*) ke komputer untuk diproses lebih lanjut. Oleh sebab itu tidak seperti halnya receiver tipe navigasi, receiver tipe pemetaan ini dapat digunakan untuk penentuan posisi secara diferensial, dan dalam hal ini ketelitian yang dapat diperoleh adalah sekitar 1 - 5 meter. Contoh aplikasi yang dapat dilayani oleh receiver tipe pemetaan ini antara lain adalah survai dan pemetaan geologi dan pertambangan, peremajaan peta, serta pembangunan dan peremajaan basis data SIG. Beberapa merek receiver yang beredar di pasaran yang dapat diklasifikasikan da-

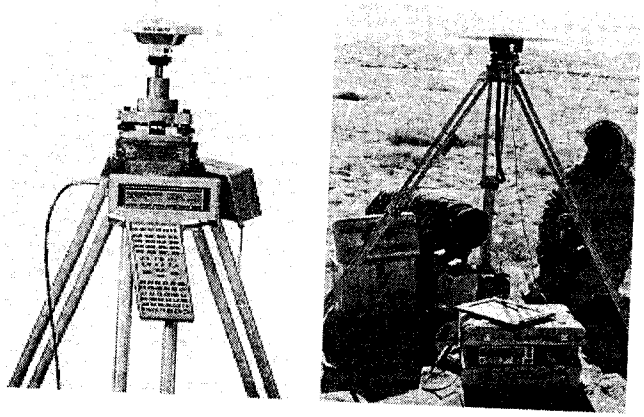
lain tipe ini antara lain adalah: Trimble Pro-XR™, Magellan ProMARK X™, dan Ashtech Reliance™. Contoh dari receiver tipe pemetaan ini ditunjukkan pada Gambar 9.9 berikut.

Dari ketiga tipe receiver GPS untuk penentuan posisi, **tipe geodetik** adalah tipe receiver yang relatif paling canggih, paling mahal, dan juga memberikan data yang paling presisi. Oleh sebab itu receiver tipe geodetik umumnya digunakan untuk aplikasi-aplikasi yang menuntut ketelitian yang relatif tinggi (dari orde mm sampai dm), seperti untuk pengadaan titik-titik kontrol geodesi, pemantauan deformasi, dan studi geodinamika.



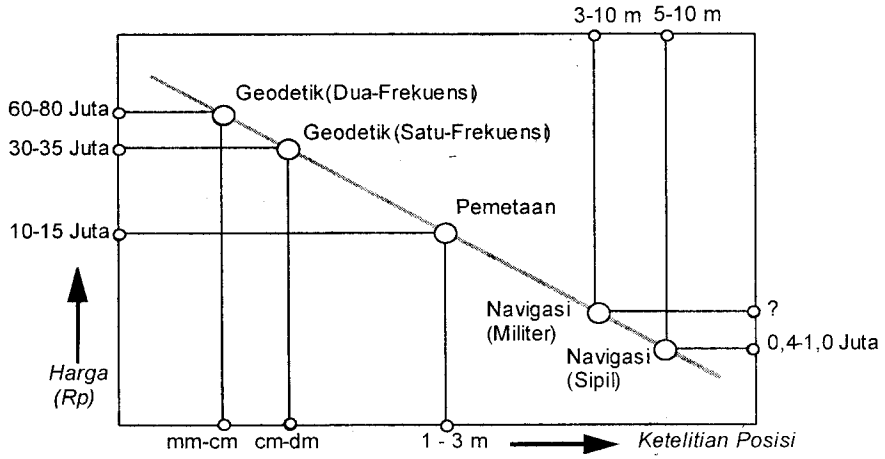
Gambar 9.9 Contoh Receiver GPS Tipe Pemetaan

Pada saat ini cukup banyak receiver GPS tipe geodetik yang beredar di pasaran, seperti yang dikeluarkan oleh perusahaan-perusahaan Trimble (seperti 4000 SSE dan 4000 SSi), Ashtech (seperti Z-12), Leica (seperti System 300), dan Allen Osborne (seperti Turbo Rogue). Contoh dari receiver tipe geodetik ini ditunjukkan pada Gambar 9.10 berikut.



Gambar 9.10 Contoh Receiver GPS Tipe Geodetik

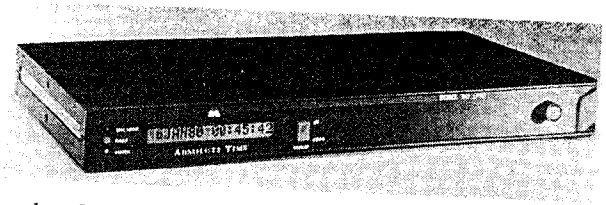
Untuk lebih memberikan gambaran, Gambar 9.11 menunjukkan perbandingan secara skematis, dalam hal harga dan ketelitian posisi yang dapat diberikan, antara receiver-receiver GPS tipe navigasi, pemetaan dan geodetik.



Gambar 9.11 Karakteristik receiver GPS untuk penentuan posisi (Harga pada saat 1USD = Rp 2500)

Berbeda dengan receiver untuk penentuan posisi, receiver GPS untuk **penentuan waktu** (*timing receiver*) didesain hanya untuk memberikan informasi tentang waktu ataupun frekuensi yang teliti. Receiver ini umumnya dilengkapi dengan keluaran 1 pps (*pulse-per-second*). Beberapa receiver tipe ini juga dilengkapi dengan receiver Loran-C, dalam rangka untuk meningkatkan keandalannya. Beberapa yang lain juga dilengkapi dengan jam atom Rubidium atau Cesium, dalam rangka untuk meningkatkan stabilitas jangka pendek (*short term*) maupun jangka panjangnya (*long term*).

Disamping untuk penentuan waktu dan frekuensi secara teliti, receiver tipe ini juga dapat digunakan untuk aplikasi-aplikasi seperti transfer waktu antar benua, sinkronisasi jaringan telekomunikasi digital, maupun sinkronisasi jaringan pembangkit tenaga listrik. Beberapa receiver penentuan waktu yang beredar di pasaran saat ini antara lain adalah GNSS-300T dari 3S Navigation; TTR-6, TTR-6A, dan TTR-4P dari Allen Osborne Associates; dan GPSync-ISA dari Odetics Telecom. Contoh dari suatu receiver GPS untuk penentuan waktu ini ditunjukkan pada Gambar 9.12.

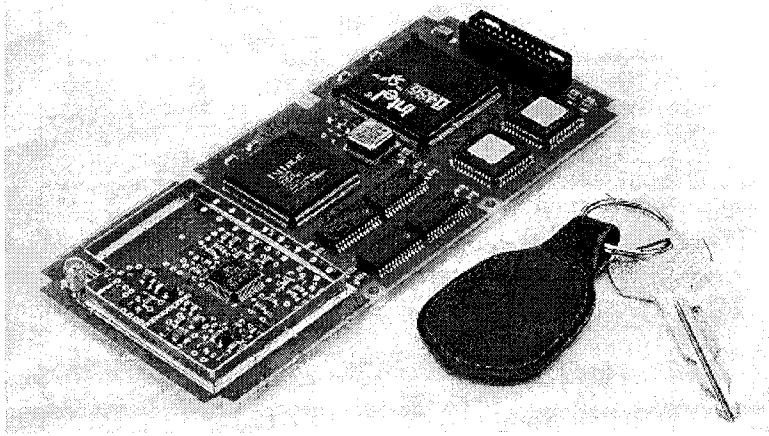


Gambar 9.12 Contoh Receiver GPS untuk Penentuan Waktu.

Berdasarkan tujuan ataupun fungsi penggunaannya yang relatif lebih spesifik, juga dikenal beberapa pengklasifikasian lain dari receiver GPS. Beberapa contoh dalam hal ini diberikan pada Tabel 9.5 berikut.

Tabel 9.5 Beberapa tipe receiver GPS yang lebih spesifik.

Tipe	Karakteristik Spesifik
Penerbangan (*Aviation*)	☐ Umumnya digunakan untuk navigasi dan penentuan *attitude*. ☐ Umumnya dapat diintegrasikan dengan basis data Jeppson. ☐ Receiver yang lebih canggih sedang dibangun dan diuji untuk keperluan pendaratan (*landing*).
Laut (*Marine*)	☐ Umumnya digunakan untuk navigasi ☐ Umumnya mengakomodasi format data NMEA-183 sehingga dapat diintegrasikan dengan peralatan elektronik kapal lainnya. ☐ Beberapa dilengkapi dengan layar tampilan yang cukup lebar untuk menampilkan peta navigasi laut.
Luar Angkasa (*Spaceborne*)	☐ Digunakan untuk navigasi satelit dan penentuan *attitude*-nya. ☐ Mempunyai daya tahan terhadap radiasi yang lebih baik dibandingkan receiver yang umum digunakan di permukaan bumi.
GPS Card	☐ Hanya berupa *electronic board* (lihat contohnya pada Gambar 9.13). ☐ Dimaksudkan untuk diintegrasikan dengan instrumen lain, seperti komputer PC, kamera, video, dll.nya. ☐ Ada yang dapat menerima koreksi diferensial.



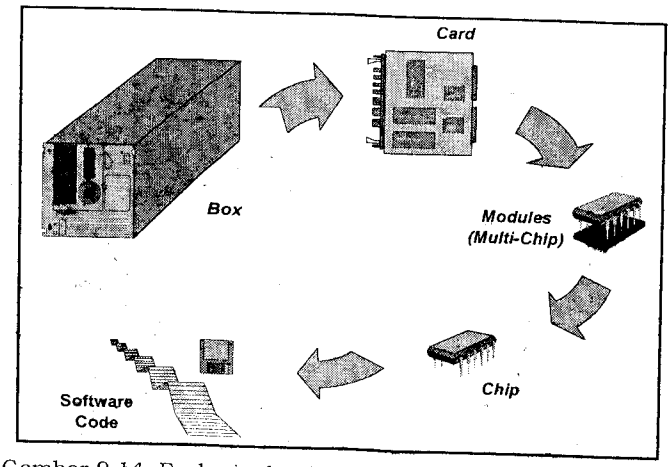
Gambar.9.13 Contoh suatu GPS Card

Receiver GPS juga bisa diklasifikasikan berdasarkan jumlah kanal (*channel*) yang dipunyainya, yaitu : receiver *multi-channel*, receiver *sequential*, receiver *multiplexing*. Penjelasan yang lebih rinci tentang jenis-jenis receiver tersebut dapat dilihat di [*Seeber*, 1993; *Wells et al.*, 1986; *Hofmann-Wallenhof*, 1997].

Akhirnya perlu dicatat bahwa kalau kita pelajari perkembangan dunia receiver GPS dari waktu ke waktu, ada beberapa pola kecenderungan dari receiver GPS yang dapat disimpulkan pada saat ini, yaitu:

- ☐ Ukuran semakin kecil,
- ☐ Harga semakin murah,
- ☐ Keandalan semakin tinggi,
- ☐ Ketelitian data yang diberikan semakin baik,
- ☐ Lebih *'user-oriented'*,
- ☐ Dapat diintegrasikan dengan sistem lainnya seperti SIG (Sistem Informasi Geografis), Video, Kamera Digital, dll,
- ☐ Jenisnya dalam bentuk *GPS Card* semakin populer.

Disamping itu juga, perangkat pengguna (*user equipment*) GPS juga mengalami evolusi teknologi yang cukup dramatis; dari perangkat berukuran besar, berat, dan memerlukan catu daya yang relatif besar (umumnya dalam bentuk *box*) menjadi perangkat yang relatif kecil, ringan, efisien dalam konsumsi catu daya, dan secara fungsional lebih efektif. Dengan perkembangan teknologi elektronika yang cepat, akhirnya dapat diharapkan bahwa perangkat pengguna GPS ini nantinya hanya akan berupa perangkat lunak yang dilengkapi dengan antena penerima sinyal. Evolusi teknologi ini ditunjukkan pada Gambar 9.14 berikut.

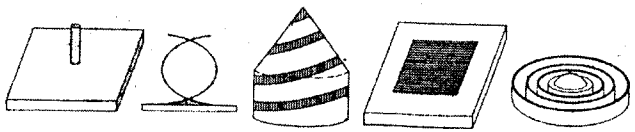


Gambar 9.14 Evolusi teknologi UE (*User Equipment*) GPS [*GPS JPO*, 1996]

9.3.2 Antena GPS

Komponen dari alat penerima sinyal GPS yang cukup penting adalah antena. Bahkan dalam penentuan posisi dengan GPS, yang ditentukan secara langsung sebenarnya adalah posisi dari antena GPS, yaitu pusat elektronis (fase)-nya. Antena GPS berfungsi mendeteksi dan menerima gelombang elektromagnetik yang datang dari satelit GPS, serta mengubahnya menjadi arus listrik. Arus listrik ini setelah diperkuat akan dikirimkan ke komponen elektronika dari receiver untuk diproses lebih lanjut. Antena GPS disamping harus mempunyai polarisasi lingkaran untuk dapat mengamati sinyal GPS, juga harus mempunyai sensitivitas yang tinggi untuk dapat mendeteksi sinyal GPS yang relatif lemah. Disamping itu antena GPS harus mempunyai karakteristik sedemikian rupa sehingga dapat mengamati sinyal yang datang dari semua arah dan ketinggian dengan baik. Antena GPS untuk keperluan survai dan pemetaan sebaiknya juga mempunyai stabilitas pusat fase (*phase center*) yang tinggi serta 'daya tolak' terhadap multipath.

Ada beberapa jenis antena GPS yang dikenal, yaitu [*Seeber*, 1993]: *monopole* atau *dipole*, *quadrifilar helix* (juga dinamakan *volute*), *spiral helix*, *microstrip* (juga dinamakan *patch*), dan *choke ring*. Beberapa diantaranya ditunjukkan pada Gambar 9.15.



Gambar 9.15 Beberapa jenis antena GPS

9.4 SISTEM WAKTU SATELIT DAN GPS

Satelit GPS beroperasi dengan menggunakan sistem waktunya sendiri, yaitu *sistem waktu satelit*. Sistem waktu ini didefinisikan oleh jam-jam atom yang berada di setiap satelit GPS. Setiap satelit GPS Blok II/IIA yang beroperasi saat ini membawa empat buah jam atom, dua Cesium (Cs) dan dua Rubidum (Rb). Semua frekuensi yang dibangkitkan di satelit serta waktu pentransmisian untuk kode-C/A, kode-P(Y), dan pesan navigasi, adalah mengacu pada sistem waktu ini. Meskipun begitu patut dicatat di sini bahwa data yang berada dalam pesan navigasi adalah mengacu ke *sistem waktu GPS* [*Leick*, 1995].

Sistem waktu GPS adalah sistem waktu berskala kontinyu yang didefinisikan oleh jam (atom) utama yang berada di *Master Control Station* (MCS) GPS di Colorado Springs. Sistem waktu GPS ini bereferensi ke sistem waktu UTC (*Universal Time Coordinated*) yang dikelola oleh USNO (*United States Naval Observatory*), dan keduanya mempunyai hubungan yang terdefinisi secara teliti sampai tingkat 1 n sec. Perlu dicatat di sini bahwa karena adanya *leap second* pada skala sistem waktu UTC, serta adanya *drift* pada jam MCS, maka sistem waktu GPS tidak identik dengan sistem waktu UTC. Kedua sistem ini terhubungkan melalui sistem waktu IAT (*International Atomic Clock*) melalui persamaan-persamaan berikut [*Hoffmann-Wellenhof et.al.*, 1997]:

$$IAT = GPS + 19.^{s}000, \tag{9.1}$$

$$IAT = UTC + (1.^{s}000).n\ . \tag{9.2}$$

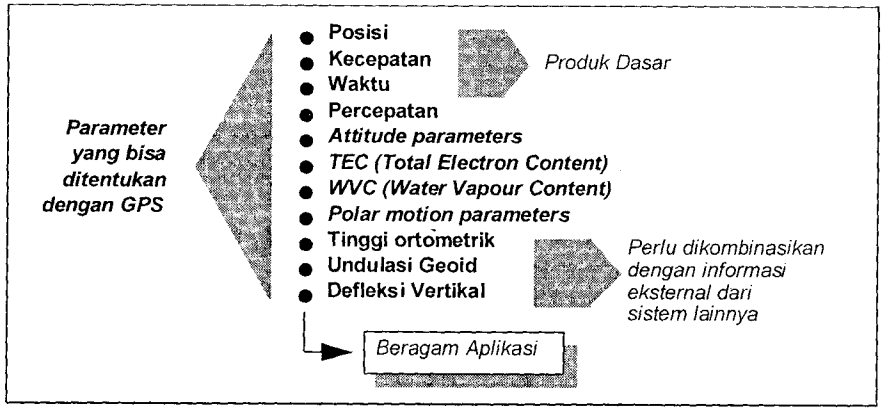
Pada persamaan (9.2) di atas, nilai bilangan integer n secara formal diumumkan oleh IERS (*International Earth Rotation Service*). Sebagai contoh, pada bulan Juni 1996, nilai n adalah 30, yang berarti waktu GPS berbeda 11 detik dengan waktu UTC pada saat tersebut.

Waktu GPS dinyatakan dengan bilangan minggu serta (jumlah) detik sejak awal minggu yang bersangkutan pada saat tersebut. Minggu GPS selalu dimulai pada tengah malam (UTC) antara hari Sabtu dan Minggu. Oleh sebab itu waktu (detik) GPS berubah dari 0 di awal minggu, sampai 604800 di akhir minggu. Bilangan Minggu GPS dimulai pada tanggal 5 Januari 1980 jam 0:00 UTC. Sejak saat itu bilangan minggu GPS bertambah satu setiap minggunya, dan dipancarkan sebagai bagian dari Pesan Navigasi GPS. Bilangan minggu GPS adalah modulo dari 1024. Ini berarti bahwa pada akhir minggu ke 1023, bilangan minggu GPS akan kembali (*rollover*) ke bilangan 0. Ini akan terjadi pada tanggal 21 Agustus 1999 jam 0:00 UTC.

Akhirnya patut dicatat di sini bahwa pesan navigasi GPS mengandung parameter-parameter koreksi untuk mengkonversikan sistem waktu satelit ke sistem waktu GPS. Dalam hal ini untuk pelayanan PPS (*Precise Positioning Service*) yang berbasiskan pada penggunaan kode-P, ketelitian waktu yang telah dikoreksi adalah 176 nsec (95%), dan untuk pelayanan SPS (*Standard Positioning Service*) yang berbasiskan pada penggunaan kode-C/A, ketelitian waktu tersebut adalah 363 nsec (95%) [*Leick*, 1995].

9.5 KEMAMPUAN GPS

GPS dapat memberikan informasi mengenai posisi, kecepatan, dan waktu secara cepat, teliti, dan murah dimana saja di bumi ini pada setiap waktu, siang maupun malam tanpa bergantung pada kondisi cuaca. Sampai saat ini, GPS adalah satu-satunya sistem navigasi atau sistem penentuan posisi yang mempunyai karakteristik prima seperti itu. Disamping produk dasar tersebut (posisi, kecepatan, dan waktu), sebenarnya ada beberapa parameter lainnya yang dapat ditentukan dengan teknologi GPS ini. Parameter-parameter tersebut ditunjukkan pada Gambar 9.16.

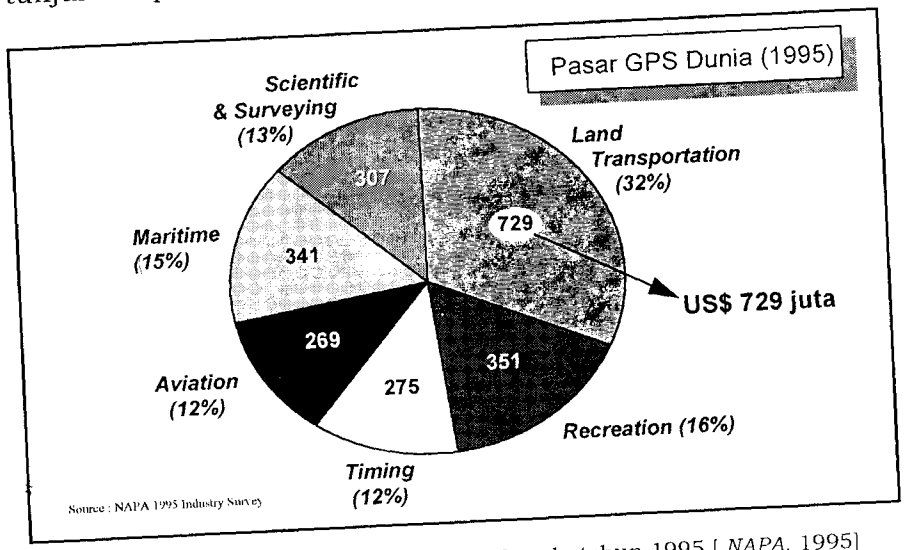


Gambar 9.16 Produk GPS

Dalam hal penentuan posisi, GPS dapat memberikan ketelitian posisi yang spektrumnya cukup luas. Dari yang sangat teliti (orde milimiter, relatif) sampai yang biasa-biasa saja (orde puluhan meter, absolut). Ketelitian posisi yang diperoleh secara umum akan bergantung pada empat faktor, yaitu : metode penentuan posisi yang digunakan, geometri dan distribusi dari satelit-satelit yang diamati, ketelitian data yang digunakan, dan strategi/ metode pengolahan data yang diterapkan. Kecepatan wahana yang bergerak juga dapat ditentukan oleh GPS seandainya wahana tersebut dilengkapi dengan alat penerima sinyal GPS. Ketelitian berorde mm/detik sampai cm/detik dapat diperoleh dalam hal ini. Selain memberikan informasi tentang waktu, GPS juga dapat digunakan untuk mentransfer waktu dari satu tempat ke tempat lain. Ketelitian sampai beberapa nanodetik dapat diberikan oleh GPS untuk transfer waktu antar benua.

9.6 KONDISI PASAR GPS

Teknologi GPS yang sudah semakin banyak digunakan dalam berbagai bidang aplikasi, saat ini telah memiliki pangsa pasar yang cukup besar dan prospektif. Berdasarkan hasil survai industri yang telah dilaksanakan oleh NAPA (*National Academy of Public Administration*), suatu lembaga di Amerika Serikat, diperoleh suatu karakteristik segmen pasar GPS di dunia pada tahun 1995 yang ditunjukkan pada Gambar 9.17.

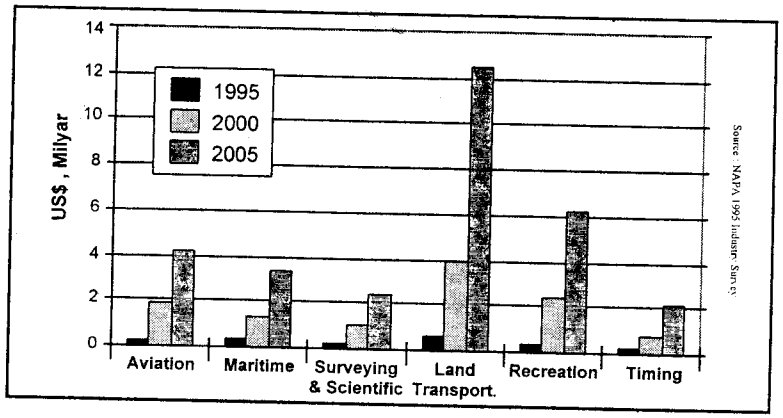


Gambar 9.17 Kondisi Pasar Dunia GPS pada tahun 1995 [*NAPA*, 1995]

Dari Gambar 9.17 terlihat bahwa segmen perhubungan darat merupakan segmen pasar GPS yang paling besar, yaitu sebesar 32%. Sedangkan aplikasi-aplikasi kelautan, selain diwakili oleh segmen maritim, juga sebagiannya akan terdapat dalam segmen ilmu pengetahuan dan survai, serta segmen rekreasi. Meskipun tidak sebesar segmen perhubungan darat, tetapi segmen yang terkait dengan aspek-aspek kelautan tersebut relatif cukup besar porsinya dibandingkan segmen-segmen lainnya.

Survai industri dari NAPA ini juga memperkirakan bahwa volume pasar GPS akan terus membesar di masa-masa mendatang. Proyeksi dari volume pasar GPS dunia ini berdasarkan segmen-

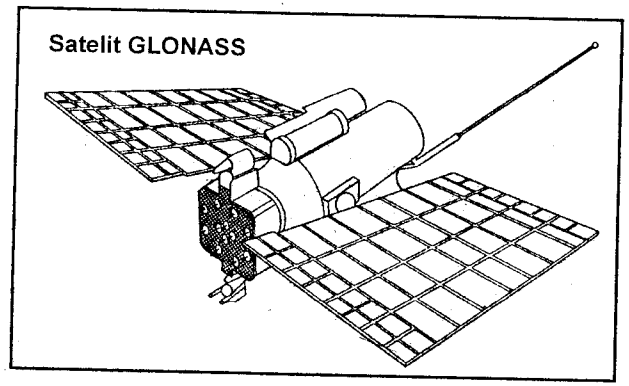
segmennya diberikan pada Gambar 9.18. Menurut studi NAPA ini, pasar GPS yang bernilai US$ 2,272 milyar di tahun 1995, akan membesar dan bernilai US$ 11,633 milyar di tahun 2000 dan bernilai US$ 31,036 milyar di tahun 2005.



Gambar 9.18 Proyeksi Pasar GPS sampai tahun 2005 [*NAPA*, 1995]

9.7 GLONASS, SATELIT NAVIGASI RUSIA

Pada saat ini kalau kita berbicara tentang sistem satelit navigasi umumnya orang akan langsung teringat pada GPS (*Global Positioning System*), satelit navigasi milik Amerika Serikat. GPS memang harus diakui merupakan sistem satelit navigasi yang paling baik dan paling banyak digunakan orang saat ini. Meskipun begitu sebenarnya ada satu sistem satelit navigasi lainnya yang juga cukup menjanjikan untuk digunakan, yaitu sistem milik Rusia yang bernama GLONASS (*Global Navigation Satellite System*). Bentuk fisik dari satelit ini ditunjukkan pada Gambar 9.19 berikut.



Gambar 9.19 Bentuk tipikal satelit GLONASS [*Seeber*, 1993]

Seperti halnya GPS, GLONASS pun didesain untuk dapat memberikan posisi, kecepatan, dan waktu, dimana saja permukaan bumi ini pada setiap saat dan waktu tanpa bergantung cuaca. Prinsip penentuan posisi menggunakan sistem-sistem ini juga pada dasarnya sama, yaitu dengan mengukur jarak ke beberapa satelit sekaligus. Karena adanya kemiripan dalam fungsi dan tujuannya, maka tidaklah mengherankan bahwa karakteristik orbit dan sinyal dari kedua sistem juga mempunyai kemiripan-kemiripan, seperti yang dapat dilihat pada Tabel 9.6.

Tabel 9.6 Perbandingan antara GPS dan GLONASS

	GPS	**GLONASS**
Parameter Nominal dari Orbit Satelit		
Bidang Orbit	6 buah, dengan spasi 60°	3 buah, dengan spasi 120°
Jumlah satelit per orbit	4 buah, dengan spasi tidak sama	8 buah, dengan spasi sama
Inklinasi Orbit	55°	64,8°
Radius Orbit	26 560 km	25510 km
Periode Orbit	1/2 hari bintang ≈ 11 jam 58 menit	8/17 hari bintang ≈ 11 jam 16 menit
Eksentrisitas Orbit	0 (lingkaran)	0 (lingkaran)
Parameter Nominal dari Sinyal Satelit		
Gelombang pembawa	L1 = 1575,42 Mhz L2 = 1227,60 MHz	L1 = (1602 + 9k/16) Mhz L2 = (1246 + 7k/16) Mhz k = nomor kanal (channel)
Kode (code)	Berbeda untuk setiap satelit Kode-C/A pada L1 Kode-P pada L1 dan L2	Sama untuk seluruh satelit Kode-C/A pada L1 Kode-P pada L1 dan L2
Frekuensi kode	Kode-C/A = 1,023 MHz Kode-P = 10,23 MHz	Kode-C/A = 0,511 MHz Kode-P = 5,11 MHz
Data jam (clock)	*Clock Offset, Frequency Offset*, dan *Frequency Rate.*	*Clock dan Frequency Offset*
Data Orbital	Elemen-elemen orbital Keplerian setiap satu jam	Koordinat, kecepatan, dan percepatan satelit setiap setengah jam.
Sistem dan Kerangka Referensi		
Sistem Koordinat	Earth-Centered Earth-Fixed (ECEF)	Earth-Centered Earth-Fixed (ECEF)
Datum Geodetik	World Geodetic System 1984 (WGS – 84)	Earth Parameter System 1990 (PZ-90)
Referensi Waktu	UTC (USNO)	UTC (SU)

Sistem GLONASS ini mulai dibangun sejak tahun 1970-an, meskipun secara resmi baru diumumkan oleh Uni Soviet pada Februari 1982. Satelit GLONASS yang pertama diluncurkan pada 12 Oktober 1982, dan sampai dengan Agustus 2000, ada 9 satelit GLONASS yang operasional secara penuh dan 4 satelit dinyatakan tidak sehat, seperti yang diberikan pada Tabel 9.7 berikut. Seperti halnya GPS, sistem GLONASS ini didesain untuk operasional dengan 24 satelit.

Tabel 9.7 Status Satelit GLONASS yang Operasional (status Agustus 2000), dari *GPS Info* (2000)

No.	Nomor GLONASS		Nomor Bidang Orbit	Nomor Kanal (*Channel*)	Tanggal Peluncuran	Status
		*				
1	66	775	2	22	11-Agt-94	OK
2	67	770	2	9	11-Agt-94	UNH
3	69	764	1	13	20-Nov-94	UNH
4	71	765	3	1	7-Mar-95	UNH
5	72	766	3	10	7-Mar-95	UNH
6	75	781	2	9	24-Jul-95	OK
7	76	785	2	4	24-Jul-95	OK
8	77	776	2	6	14-Des-95	OK
9	78	778	2	11	14-Des-95	OK
10	79	782	2	6	14-Des-95	OK
11	80	786	1	7	30-Des-98	OK
12	81	784	1	8	30-Des-98	OK
13	82	779	1	2	30-Des-98	OK

* Nomor yang diberikan oleh Russian Space Forces,
OK = Operasional Penuh, UNH = Satelit saat ini dinyatakan tidak sehat,
Res = Satelit tidak dioperasikan tetapi tetap dijaga sebagai cadangan.

Pada saat ini ada kecenderungan dari pihak pengguna, seperti halnya dunia penerbangan sipil, untuk menggunakan kedua sistem, GPS dan GLONASS, secara bersama-sama. Alat penerima (receiver) yang bisa mengamati sinyal-sinyal GPS dan GLONASS sekaligus juga sudah ada di pasaran. Contohnya adalah receiver GNSS-300 dari 3S Navigation dan GG24 dari Ashtech, meskipun sayangnya pada saat ini keduanya belum masuk ke pasaran Indonesia.

Pada saat konstelasi satelit GLONASS lengkap, maka kita akan mempunyai 48 satelit navigasi di angkasa kita (24 satelit GPS dan 24 satelit GLONASS). Dengan 48 satelit ini, jumlah satelit yang dapat teramati akan menjadi lebih banyak, geometri satelit akan menjadi lebih baik dan lebih kuat, dan ketelitian dari parameter yang diestimasi (baik itu posisi, kecepatan, percepatan, maupun waktu) akan menjadi lebih baik. Dengan kata lain, navigasi dan penentuan posisi yang bersifat global, andal, dan akurat akan menjadi lebih mudah untuk direalisasi.

Akhirnya perlu dicatat di sini bahwa karena koordinat yang diberikan oleh sistem-sistem GPS dan GLONASS mempunyai datum geodetik yang berbeda, maka rumus transformasi koordinat antara kedua sistem mutlak diperlukan untuk menghubungkan keduanya. Dalam hal ini, seandainya rumus transformasi berikut digunakan:

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_{WGS\,84} = \begin{bmatrix} dX \\ dY \\ dZ \end{bmatrix} + (1 + ds) \begin{bmatrix} 1 & RZ & -RY \\ -RZ & 1 & RX \\ RY & -RX & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_{PZ\text{-}90} \qquad (9.3)$$

maka parameter transformasinya menurut [*Bazlov et al.*, 1999] adalah sebagai berikut:

dX = - 1,08 ± 0,21 m
dY = - 0,27 ± 0,21 m
dZ = - 0,90 ± 0,33 m
ds = - 0,12 ± 0,06 ppm
RX = 0
RY = 0
RZ = - 0,16" + 0,01"

DAFTAR PUSTAKA

Aardoom, L., B.H.W. Van Gelder, E. Vermaat (1982). "*Aspects of the Analysis and Utilization of Satellite Laser Ranging at the Kootwijk Observatory.*" In: Feestbunded ter gelegenheid van de 65ste verjaardag van prof. Baarda, Vol. 2, pp. 276-317, delft.

Abidin, H.Z. (2000). *Penentuan Posisi Dengan GPS dan Aplikasinya.* PT Pradnya Paramita, Jakarta. Second edition. ISBN 979-408-377-1. 268 pp.

Abidin, H.Z., A. Jones, J. Kahar (1995). *Survai Dengan GPS.* PT Pradnya Paramita, Jakarta. ISBN 979-408-380-1. 153 pp.

Altamimi, Z. (2000). "ITRF Status and Plans for ITRF2000." *Proceedings of the International VLBI Service for Geodesy and Astrometry General Meeting*, Kotzting, Germany, 21-24 February, pp. 57-61.

ANA (2000), Alamat situs internet: http://louis.lmsal.com/PR/answerbook/, October.

AVISO (2000). Situs internet, alamat: http://sirius-ci.cst.cnes.fr:8090/HTML/information/frames/applications/science, August.

Bate, R.B., D.D. Mueller, and J.E. White (1971). *Fundamentals of Astrodynamics.* Dover Publications, New York, 455 pp.

Bauersima (1983). "NAVSTAR/Global Positioning System (GPS) II, Radio Interferometrische Satellitenbeobachtungen". *Mitteilungen der Satelliten-Beobachtungsstation Zimmerwald,* Bern, vol. 10.

BKG (Bundesamt für Kartographie und Geodäsie) (2000). Homepage:http://fwserver1.ifag.de/geodaesie/earth_rotation/three.htm. Agustus.

Black, H.D. (1978). "An Easily Implemented Algorithm for the Tropospheric Range Correction," *Journal of Geophysical Research*, Vol. 38, No. 4, pp. 1825 - 1828.

Borkowski, K.M. (1989). "Accurate Algorithms to Transform Geocentric to Geodetic Coordinates." *Bulletin Geodesique*, Vol. 63, pp. 50-56.

Bowring , B. R. (1976): "Transformation from Spatial to Geographic Coordinates", *Survey Review*, Vol. XXII, No. 181.

Campbell, J. (2000). "From Quasars to Benchmarks: VLBI Links Heaven and Earth." *Proceedings of the International VLBI Service for Geodesy and Astrometry General Meeting*, Kotzting, Germany, 21-24 February, pp. 20-34.

Campbell, J., A. Nothnagel, H. Schuh (1992) "VLBI-Messungen fur Geodynamische Fragestellungen. *ZfV*, 117, pp. 214-227.

Cannon, W. (1999). "*Overview of VLBI.*" 1999 International VLBI Service for Geodesy and Astrometry Annual Report. NASA/ TP-1999-209243, pp. 13 - 17.

Cappelari, J.O., C.E. Velez, A.J. Fuchs (1976). *Mathematical Theory of the Goddard Trajectory Determination System.* GSFC Document X-582-76-77, Greenbelt.

Carter, W.E. and D.S. Robertson (1984). "IRIS Earth Rotation and Polar Motion Results." *Proceedings of the International Symposium of Space techniques for Geodynamics*, Vol. 1, Sopron, pp. 214-222.

Carter, W.E. and D.S. Robertson (1985). "A Modern Earth Orientation Monitoring Service: Functions, Goals and Methods of Observation." *Proceedings of the International Conference on Earth Rotation and the Terrestrial Reference Frame* Vol. 2, Columbus, USA, pp. 536 - 550.

CDDIS (2001). Situs internet dari *the Crustal Dynamics Data Information System*, alamat situs: http://cddisa.gsfc.nasa. gov/ cddis.html, Januari.

Chao, B.F. (1985). "Predictability of the Earth's Polar Motion." *Bulletin Geodesique*, Vol. 59, pp. 81-93.

Chao, C.C. (1974). "The Tropospheric Calibration Model for Mariner Mars, 1971", *JPL Technical Report 32-1587*, Jet Propulsion Laboratory, CA, March.

Cheney,R.E., B.C. Douglas, D.T. Sandwell, J.G. Marsh, T.V. Martin, J.J. McCarthy (1984) "Application of Satellite Altimetry to Oceanography and Geophysics", *Marine Geophysical Researches,* Vol. 7, pp. 17-32.

Cheney,R.E., B.C. Douglas, R. Green, L. Miller, D. Milbert, D. Porter (1986) "The GEOSAT Altimeter Mission: a Milestone in Satellite Oceanography", *EOS*, 67, Dec.2.

Cohen, S.C. and M.R. Pearlman (1989). "*Laser Ranging Techniques.*" In : The Interdisciplinary Role of Space Geodesy, Eds. II. Mueller and S. Zerbini, Lecture Notes in Earth Science 22, Springer Verlag, Berlin,pp.135-148.

Curlander, J.C. and R.N. McDonough (1991). *Synthetic Aperture Radar, Systems and Signal Processing.* John Wiley, New York, ISBN : 0-471-85770-X, 647 pp.

Davies, K. (1990). *Ionospheric Radio.* IEE Electromagnetic Waves Series 31, Peter Peregrinus, London.

Davis, J.L. et al. (1985). "Geodesy by Radio Interferometry: Effects of Atmospheric Modeling Errors on Estimates of Baseline Lengths", *Radio Science*, Vol. 20.

DEOS (Delft Institute for Earth-Oriented Space Research) (2000). Situs internet, alamat:http://www.deos.tudelft.nl/altim/ atlas/, Agustus.

Dickey, J.O. (1995). "Earth Rotation", in *Global Earth Physics, A Handbook of Physical Constants*, edited by T.J. Ahrens, AGU Reference Shelf No. 1, American Geophysical Union, Washington,D.C., pp. 356-368.

DMA (Defense Mapping Agency) (1991). *Department of Defense World Geodetic System 1984, Its Definition and Relationships with Local Geodetic Systems.* DMA Technical Report 8350.2, September.

Doherty, P.H., J.A. Klobuchar, J.M. Kunches (2000). "Eye on the Ionosphere: the Correlation between Solar 10.7 cm Radio Flux and Ionospheric Range Delay", *GPS Solutions*, Vol. 3, No. 4, Spring, pp. 75-79.

ESOC (European Space Operation Center) (2000). Situs internet, alamat: http://nng.esoc.esa.de/ers/altintro.html, Agustus.

Ferrari, A.F., W.S. Sinclair, W.L. Sjogren, J.G. Williams and C.F. Yoder (1982). "Geophysical Parameters of the Earth-Moon System." *Journal of Geophysical Research*, Vol. 85, pp. 3939-3951.1

Forssell, B. (1991). *Radionavigation System.* Prentice Hall, New York, ISBN : 0-13-751058-6, 392 pp.

FGS (Research Group for Space Geodesy) (1998). *Earth Rotation*, Bundesamt fur Kartographie und Geodasie, Munich, August.

Gerdan, G.P. and R.E. Deakin (1999). "Transforming Cartesian Coordinates X,Y,Z to Geographical Coordinates φ, λ, h." *The Australian Surveyor*, Vol. 44, No.1, June, pp. 55-63.

GPS Info (2000). GPS Info Sources on the Internet. Situs internet, alamat: gopher://unbmvs1.csd.unb.ca:1570, November.

Helmert, F.R. (1880). *Die Mathematischen und Physikalischen Theorien der Hoheren Geodasie.* Teubner, Leipzig, Reprint Minerva GmbH, Frankfurt, 1961.

Herring, T.A. (2000). "Geophysical Applications of Earth Rotation Measurements." *Proceedings of the International VLBI Service for Geodesy and Astrometry General Meeting*, Kotzting, Germany, 21-24 February, pp. 62-68.

Hofmann-Wellenhof, B., H. Lichtenegger, and J. Collins (1997). *GPS, Theory and Practice.* Springer-Verlag, Fourth, revised edition, Wien, ISBN 3-211-82839-7, 389 pp.

Hopfield, H.S. (1969). "Two-quartic Tropospheric Refractivity Profile for Correcting Satellite Data." *Journal of Geophysical Research*, Vol. 74 No. 18, pp. 4487-4499.

IERS (2000). Situs internet dari *the International Earth Rotation Services*, alamat: http://hpiers.obspm.fr/, Agustus.

ILRS (2000). Situs internet dari *the International Laser Ranging Service*, alamat: http://ilrs.gsfc.nasa.gov/ilrs_home.html, Agustus.

IPS (2000), Situs internet dari *the Ionospheric Prediction Services*, alamat: http://www.ips.oz.au/, Agustus.

IVS (2000), Situs internet dari *the International VLBI Service for Geodesy and Astrometry*, alamat: http://ivscc.gsfc.nasa.gov/, Desember.

Kaplan, G.H. (ed.) (1981). *The IAU Resolutions on Astronomical Constant, Time Scales, and the Fundamental Reference Frame*, United States Naval Observatory Circular, No. 163, Washington, D.C.

King,R.W., E.G. Masters, C. Rizos, A. Stolz (1985). *Surveying with GPS.* University of New South Wales, Australia.

Knocke, P.C., J.C. Ries, B.D. Tapley (1988). "Earth Radiation Pressure Effects on Satellites." *Proceedings of the AIAA/AAS Astrodynamics Conference*, 88-4292-CP, pp. 577-587.

Klobuchar, J.A. (1996). "Ionospheric Effects on GPS", in *Global Positioning System: Theory and Applications*, Vol. I, Chapter 12, edited by B.W. Parkinson and J.J. Spilker Jr., AIAA, Washington D.C., pp. 485 - 515.

Klobuchar, J.A. and J.M. Kunches (2000). "Eye on the Ionosphere: Correcting for Ionospheric Range Delay on GPS - Temporal Decorrelation", *GPS Solutions*, Vol. 4, No. 2, Fall, pp. 78-82.

Kramer, H.J. (1996). *Observation of the Earth and its Environment.* Third enlarged edition, Springer Verlag, Berlin, ISBN: 3-540-60933-4, 960 pp.

Lambeck, K. (1988). *Geophysical Geodesy, The Slow Deformation of the Earth.* ISBN: 0-19-854438-3, Clarendon Press, Oxford, 718 pp.

Landau, H. and D. Hagmeier (1986). "*Analysis of the Required Force Modelling for NAVSTAR/GPS Satellites*". Schriftenreihe Studiengang Vermessung-swesen UBW Munchen, H 19, pp. 193-208.

Leick, A. (1995). *GPS Satellite Surveying.* John Wiley & Sons, Second edition, New York, ISBN 0-471-30626-6, 560 pp.

Lillesand, T.M. and R.W. Kiefer (1994). *Remote Sensing and Image Interpretation.* Third Edition, Joh Wiley, New York, ISBN : 0-471-57783-9, 750 pp.

Lin, K.C. and J. Wang (1995). "Transformation from Geocentric to Geodetic Coordinates Using Newton's Iteration." *Bulletin Geodesique*, Vol. 69, pp. 300 - 303.

Ma, Chopo (1999). "*The Celestial Reference Frame.*" 1999 International VLBI Service for Geodesy and Astrometry Annual Report. NASA/TP-1999-209243, pp. 18 - 22.

Marini, J. W. (1972). "Correction of Satellite Tracking Data for an Arbitrary Tropospheric Profile," *Radio Science*, Vol. 7.

McCarthy, D.D. (Ed.) (1989). *IERS Standards.* IERS Technical Note No. 3, Paris.

McNamara, Leo F. (1991). *The Ionosphere: Communications, Surveillance, and Direction Finding.* Krieger Publishing Co., Malabar, Florida, 237 pp.

Miles, H. (ed.) (1974). *Artificial Satellite Observing and its Applications.* Faber and Faber Ltd., London, ISBN: 0-571-09600-X, 216 pp.

Moritz, H. and I. I. Mueller (1987). *Earth Rotation, Theory and Observation*, Ungar, New York, 617 pp.

NASA-GSFC (NASA Goddard Space Flight Center) (2000). Situs Internet, alamat http : //www.lupus.gsfc.nasa.gov, Agustus.

NASA-ESE (NASA's Earth Ecience Enterprise) (2000). Educational CD-ROM, Versi 2.

Navtech (2000). Situs internet dari *Navigation Technology GPS Inc.*, Alamat situs : www.navtechgps.com, Desember.

NIST (2000). Situs internet dari *National Institute of Standards and Technology* in Gaithersburg, Maryland, Alamat situs : http://www.boulder.nist.gov/, Desember.

OSU (2001). Situs internet dari *the Department of Civil and Environmental Engineering and Geodetic Science, Ohio State University*, USA, alamat situs : http://www.geodesy.eng. ohio-state. edu/, Januari.

Ozone, M.I. (1985). "Non-Iterative Solution of the φ equation." *Surveying and Mapping*, Vol. 45, No. 2, pp. 169-171.

Paul, M.K. (1973). "A Note on Computation of Geodetic Coordinates from Geocentric (Cartesian) Coordinates." *Bulletin Geodesique*, No. 108, pp. 134-139.

Ries, J.C., R.J. Eanes, C. Huang, B.E. Schutz, C.K. Shum, B.D. Tapley, M.M. Watkins, D.N. Yuan (1989). "Determination of the Gravitational Coefficient of the Earth from Near-Earth Satellites." *Geophysical Research Letters*, Vol. 16, No. 4, pp. 271-274.

Rinner, K. (1979). *Report of the IAG Commission IX (Education).* Paper Presented at the XVII IUGG General Assembly, Canberra, Australia.

Rizos, C. and A. Stolz (1985). "Force Modelling for GPS Satellite Orbits." *Proceedings of the International Symposium of Precise Positioning with GPS*, Vol. I, Rockville, pp. 87-98.

Roy, A.E. (1988). *Orbital Motion.* Third Edition, Adam Hilger, New York, 532 pp.

Rueger, J.M. (1996). Electronic Distance Measurement. Fourth edition, Springer Verlag, New York, 276 pp.

Saastamoinen (1973). "Contribution to the Theory of Atmospheric Refraction." *Bulletin Geodesique*, 107 : 13 - 34.

Salomonson, V.V. and L.S. Walter (1995). "The Contributions of Spaceborne Observing Systems to the Understanding of the Solid Earth and Land Surface Processes." in *The State of Earth Science from Space*, edited by G. Asrar and D.J. Dokken, AIP Press, New York, pp. 3 - 18.

Seeber, G. (1993). *Satellite Geodesy, Foundations, Methods, and Applications.* Walter de Gruyter, Berlin 1993.

Seidelmann, P.K. & T. Fukushima (1992). "Why new time scales?", *Astronomy and Astrophysics*, Vol. 265, pp. 833-838.

Subarya, C. and R.W.M. Matindas (1996). *Datum Indonesia 1995 (DI-95) yang Geosentrik*. Publikasi Pusat Pemetaan, BAKOSURTANAL.

Smith, D.E., R. Kolenkiewicz, P.J. Dunn, and M.H. Torrence. "Earth Scale below a part per billion from Satellite Laser Ranging." In: *Geodesy Beyond 2000*, IAG Symposia Vol. 121, Springer Verlag, Berlin, pp. 3-12.

Smith, J.R. (1997). *Introduction to Geodesy*. John Wiley & Sons, New York, ISBN: 0-471-16660-X, 224 pp.

Spilker, J.J. (1996). "Tropospheric Effects on GPS", in *Global Positioning System: Theory and Applications*, Vol. I, Chapter 13, edited by B.W. Parkinson and J.J. Spilker Jr., AIAA, Washington D.C., pp. 517 - 546.

SRSRA (2001). Situs Internet of *Satellite Remote Sensing, Radar Altimetry, Aerospace Engineering, the University of Texas*, alamat situs: http://www.ae.utexas.edu/courses/ase389/sensors/alt/alt.html, Januari.

Tascione, T.F. (1994). *Introduction to the Space Environment*, 2nd edition, Krieger Publishing Co., Malabar, Florida, 151 pp.

Torge, W. (1980). *Geodesy*. Walter de Gruyter, Berlin, 254 pp.

Tomasi, Wayne (1994). *Electronic Communications Systems, Fundamentals through Advanced*. Second Edition. Prentice Hall, New Jersey, ISBN : 0-13-220021-X, 859 pp.

TSE (The Satellite Encyclopedia) (2000). Alamat situs internet:http://www.tbs-satellite.com/tse/, Desember.

UOL (University of Leicester) (2000). Situs internet: *Ionospheric Physics*, alamat situs: http://ion.le.ac.uk/ionosphere/ionosphere.html.

USNO (United States Naval Observatory) (2000). Situs internet, alamat situs: http://tycho.usno.navy.mil/systime.html, Desember

Vanicek, P. and E.J. Krakiwsky (1986). *Geodesy, the Concepts*. North-Holland, Amsterdam, 697 pp.

Walker, R.C. (2000). "Astronomical VLBI: Comparison and Constrast with Geodetic/Astrometric VLBI." *Proceedings of the International VLBI Service for Geodesy and Astrometry General Meeting*, Kotzting, Germany, 21-24 February, pp. 42 - 51.

Wells, D.E., N. Beck, D. Delikaraoglou, A. Kleusberg, E.J. Krakiwsky, G. Lachapelle, R.B. Langley, M. Nakiboglu, K.P. Schwarz, J.M. Tranquilla, P. Vanicek (1986). "*Guide to GPS Positioning.*" Canadian GPS Associates, Fredericton, N.B., Canada.

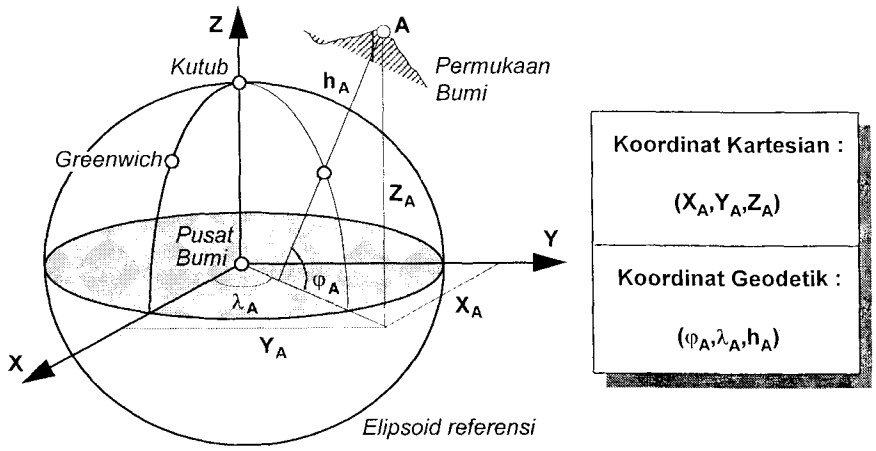
Williams, J.G., X.X. Newhall, J.O. Dickey (1987). "GM (earth) from Lunar Laser Ranging (LLR)." *EOS*, Vol. 68, No. 16, pp. 281.

Wubbena, G. (1991). *Zur Modellierung von GPS Beobachtungen fur die hochgenaue Positionsbestimmung*. Wiss.Arb.Univ. Hannover, Nr. 168.

Yoder, C.F. (1995). "Astrometric and Geodetic Properties of Earth and the Solar System", in *Global Earth Physics, A handbook of Physical Constants*, edited by T.J. Ahrens, AGU Reference Shelf No. 1, American Geophysical Union, Washington,D.C., pp. 1-31.

Lampiran I
TRANSFORMASI (X,Y,Z) KE (φ,λ,h)

Secara geometris, hubungan antara koordinat kartesian (X,Y,Z) dengan koordinat geodetik (φ,λ,h) yang kadang juga dinamakan koordinat ellipsoid, diilustrasikan pada Gambar I.1 berikut.



Gambar 1. Sistem koordinat geosentrik (kartesian dan geodetik).

Secara matematis, untuk setiap titik hubungan antara kedua koordinat ini dapat dituliskan sebagai berikut:

$$X = (R_N + h).\cos\varphi.\cos\lambda \quad (I.1)$$

$$Y = (R_N + h).\cos\varphi.\sin\lambda \quad (I.2)$$

$$Z = ((1-e^2).R_N + h).\sin\lambda \quad (I.3)$$

dimana R_N dan e adalah jari-jari kelengkungan vertikal dan eksentrisitas ellipsoid referensi, yang keduanya dapat dihitung sebagai berikut:

$$R_N = \frac{a}{\sqrt{1-e^2.\sin^2\varphi}} \quad , \qquad e^2 = \frac{a^2-b^2}{a^2} \quad (I.4)$$

dimana a dan b adalah setengah sumbu panjang dan setengah sumbu pendek dari ellipsoid referensi yang digunakan.

Dari rumus-rumus di atas terlihat bahwa seandainya (I.2) dibagi dengan (I.1) akan diperoleh:

$$\tan \lambda = Y/X \tag{I.5}$$

Selanjutnya kalau kuadrat dari (I.1) ditambahkan dengan kuadrat dari (I.2), maka akan didapat:

$$h = (p/\cos \varphi) - R_N \tag{I.6}$$

dimana :

$$p = (X^2 + Y^2)^{1/2} \tag{I.7}$$

Kalau pers. (1.6) disubstitusikan ke persamaan (I.3) akan diperoleh persamaan berikut:

$$\tan \varphi = \frac{Z + R_N.e^2.\sin \varphi}{p} \tag{I.8}$$

Dari persamaan (I.5) terlihat bahwa bujur λ dapat langsung dihitung dari komponen koordinat X dan Y. Komponen lintang φ, sebagaimana terlihat dari persamaan (I.8) tidak dapat langsung dihitung dari koordinat (X,Y,Z). Sedangkan untuk menentukan tinggi ellipsoid, komponen lintang harus ditentukan terlebih dahulu.

Dari penjelasan di atas terlihat bahwa transformasi dari (X,Y,Z) ke (φ,λ,h) tidak dapat dilakukan secara langsung seperti halnya dari (φ,λ,h) ke (X,Y,Z). Telah banyak metode yang diajukan untuk menyelesaikan proses transformasi tersebut. Pada semua metode tersebut, penentuan komponen bujur dan komponen tinggi semuanya adalah sama, yaitu menggunakan persamaan (1.5) dan (1.6). Perbedaan dari semua metode tersebut terletak dalam penentuan komponen lintangnya.

Berikut ini akan dijelaskan secara singkat algoritma matematis dari metode-metode transformasi tersebut.

I.1 Metode Iterasi Sederhana

Metode transformasi koordinat ini banyak dijelaskan dalam buku-buku ajar geodesi dan banyak diimplementasikan karena algoritmanya yang relatif sederhana.

Pada metode ini komponen lintang geodetik ditentukan secara iteratif dengan menggunakan persamaan dasar berikut:

$$\tan \varphi_n = \frac{Z + R_N.e^2.\sin \varphi_{n-1}}{p} \tag{I.9}$$

Untuk proses iterasi nilai pendekatan awal untuk lintang,φ_0, dapat ditentukan dengan rumus berikut [*Geardan & Deakin*, 1999]:

$$\tan \varphi_0 = \frac{Z(1 + .e'^2)}{p} \tag{I.10}$$

dimana e'adalah eksentrisitas kedua dari ellipsoid referensi yang dapat dihitung dari persamaan berikut:

$$e'^2 = e^2/(1 - e^2) \tag{I.11}$$

Proses iterasi dihentikan jika perbedaan nilai lintang yang diperoleh dari dua tahap iterasi telah lebih kecil dari kriteria minimum yang telah ditentukan:

$$|\varphi_n - \varphi_{n-1}| < \text{kriteria minimum} \tag{I.12}$$

I.2 Metode Paul

Metode Paul [*Paul*, 1973] adalah metode transformasi langsung (non-iteratif), dimana komponen lintang geodetik ditentukan dengan rumus berikut:

$$\tan \varphi = \frac{\xi + Z/2}{p} \tag{I.13}$$

dimana:

$$\xi = \sqrt{t} + \sqrt{\frac{Z^2}{4} - \frac{\beta}{2} - t + \frac{\alpha Z}{4\sqrt{t}}} \tag{I.14}$$

Parameter-parameter α, β, dan t pada persamaan (I.14) di atas, ditentukan dengan persamaan-persamaan berikut:

$$\alpha = \frac{p^2 + a^2.e^4}{1 - e^2} \tag{I.15}$$

$$\beta = \frac{p^2 - a^2.e^4}{1 - e^2} \tag{I.16}$$

$$t = \left(\frac{\beta + Z^2}{6}\right).\rho + \frac{Z^2}{12} - \frac{\beta}{6} \tag{I.17}$$

Pada persamaan (I.17) di atas, parameter ρ dihitung dari:

$$\rho = \frac{1}{2}\left\{\left(q+\sqrt{q^2-1}\right)^{1/3}+\left(q+\sqrt{q^2-1}\right)^{-1/3}\right\} \qquad (I.18)$$

dimana :

$$q = 1+\frac{27.Z^2.(\alpha^2-\beta^2)}{2.(\beta+Z^2)^3} \qquad (I.19)$$

Perlu dicatat di sini bahwa pada metode Paul ini semua akar pada persamaan (I.14) di atas mempunyai tanda yang sama dengan nilai Z [*Gerdan & Deakin*, 1999].

I.3 Metode Bowring

Metode Bowring pada prinsipnya adalah juga metode iteratif. Namun karena karakteristik persamaan yang digunakan dapat dianggap sebagai metode langsung, karena untuk semua kasus praktis, iterasi kedua atau ketiga tidak diperlukan [*Bowring*, 1976]. Pada metode ini komponen lintang dari koordinat geodetik ditentukan dengan persamaan berikut:

$$\varphi = \arctan\frac{Z+e'^2b.\sin^3\theta}{p-e^2\cos^3\theta} \qquad (I.20)$$

dengan

$$\theta = \arctan\left(\frac{Za}{pb}\right) \qquad (I.21)$$

I.4 Metode Ozone

Metode Ozone [*Ozone*, 1985] adalah metode transformasi non-iteratif, dimana komponen lintang geodetik ditentukan dengan rumus berikut:

$$\tan\varphi = \frac{2\,a\,u}{b\,(u^2-1)} \qquad (I.22)$$

dimana parameter u dihitung dari persamaan:

$$u = \frac{2M+J+\sqrt{G}}{2} \qquad (I.23)$$

Pada persamaan di atas:

$$G = (2M+J)^2 - 4(I-K) \qquad (I.24)$$

dimana:

$$J = \sqrt{2I+4M^2} \qquad (I.25)$$

$$K = \frac{2.(N-M.I)}{J} \qquad (I.26)$$

Pada persamaan (I.25) dan (I.26) di atas, parameter M, N, dan I dihitung berdasarkan persamaan-persamaan berikut:

$$M = \frac{a.p-(a^2-b^2)}{2.b.Z} \qquad (I.27)$$

$$N = \frac{a.p+(a^2-b^2)}{2.b.Z} \qquad (I.28)$$

$$I = \left(\sqrt{\left(\frac{V}{3}\right)^3+\left(\frac{W}{2}\right)^2}+\frac{W}{2}\right)^{1/3} - \left(\sqrt{\left(\frac{V}{3}\right)^3+\left(\frac{W}{2}\right)^2}-\frac{W}{2}\right)^{1/3} \qquad (I.29)$$

dimana:

$$V = 4.N.M + 1 \qquad (I.30)$$

$$W = 2.(N^2 - M^2) \qquad (I.31)$$

Perlu dicatat di sini, bahwa setelah komponen lintang geodetik dihitung berdasarkan persamaan (I.22), tandanya ditentukan berdasarkan tanda dari komponen koordinat Z.

I.5 Metode Borkowski

Metode Borkowski [*Borkowski*, 1989] adalah metode transformasi iteratif, dimana komponen lintang geodetik φ ditentukan berdasarkan rumus berikut:

$$\tan\varphi = \frac{a}{b}.\tan\psi \qquad (I.32)$$

Pada persamaan di atas lintang-lintang geosentrik ψ (pada bidang bola berjari-jari a) ditentukan secara iteratif dengan teknik Newton, berdasarkan persamaan berikut:

$$\psi_{n+1} = \psi_n - \frac{f(\psi_n)}{f'(\psi_n)} \qquad (I.33)$$

dimana:

$$f(\psi_n) = 2\sin(\psi_n - \Omega) - c.\sin 2\psi_n \qquad (I.34)$$

$$f'(\psi_n) = 2\cos(\psi_n - \Omega) - 2c.\cos 2\psi_n \qquad (I.35)$$

Pada persamaan (I.34) dan (I.35) di atas, parameter Ω dan c dihitung dari persamaan-persamaan berikut:

$$\Omega = a\tan\left(\frac{b.Z}{a.p}\right) \qquad (I.36)$$

$$c = \frac{a^2 - b^2}{\sqrt{(a.p)^2 + (b.Z)^2}} \qquad (I.37)$$

Pada penentuan ψ secara iteratif dengan persamaan (I.33) s/d (I.35), nilai awal ψ_0 yang digunakan dapat ditentukan dari persamaan berikut:

$$\psi_0 \approx a\tan\left(\frac{a.Z}{b.p}\right) \qquad (I.38)$$

I.6 Metode Lin & Wang

Metode Lin & Wang [*Lin & Wang,* 1995] adalah metode transformasi iteratif, dimana komponen lintang geodetik φ dan tinggi ellipsoid h ditentukan berdasarkan rumus berikut:

$$\tan\varphi = \frac{a^2.Z_E}{b^2.p_E} \qquad (I.39)$$

$$h = \pm\sqrt{(p - p_E)^2 + (Z - Z_E)^2} \qquad (I.40)$$

dimana h negatif kalau $(p + |Z|)$ lebih kecil dari $(p_E + |Z_E|)$.

Pada persamaan (I.38) dan (I.39) di atas, parameter-parameter p_E dan Z_E dihitung berdasarkan persamaan:

$$p_E = \frac{p}{1 + \frac{2m}{a^2}} \qquad (I.41)$$

$$Z_E = \frac{p}{1 + \frac{2m}{b^2}} \qquad (I.42)$$

Nilai parameter m pada persamaan di atas ditentukan secara iteratif dengan teknik Newton berdasarkan persamaan berikut:

$$m_{n+1} = m_n - \frac{f(m_n)}{f'(m_n)} \qquad (I.43)$$

dimana :

$$f(m_n) = \frac{p^2}{\left(a + \frac{2m_n}{a}\right)^2} + \frac{Z^2}{\left(b + \frac{2m_n}{b}\right)^2} - 1 \qquad (I.44)$$

$$f'(m_n) = \frac{-4p^2}{a.\left(a + \frac{2m_n}{a}\right)^3} + \frac{-4Z^2}{b.\left(b + \frac{2m_n}{b}\right)^3} \qquad (I.45)$$

Nilai awal m_0 untuk proses iterasi di atas dapat dihitung dari rumus berikut:

$$m_0 = \frac{a.b.(a^2.Z^2 + b^2.p^2)^{3/2} - a^2.b^2.(a^2.Z^2 + b^2.p^2)}{2.\left(a^4.Z^2 + b^4.p^2\right)} \qquad (I.46)$$

I.7 Perbandingan Antarmetode

Gerdan & Deakin (1999) telah membandingkan kinerja dari keenam metode transformasi di atas dalam mentransformasikan koordinat kartesian geosentrik (X,Y,Z) ke koordinat geodetik geosentrik (φ,λ,h).

Dalam perbandingan tersebut digunakan 225450 titik perhitungan berinterval $0{,}1^0$ yang terletak antara lintang 5^0S sampai 50^0S serta bujur 110^0T sampai 160^0T (daerah benua Australia dan sekitarnya) pada ellipsoid referensi GRS 1980. Setiap titik diberi ketinggian ellipsoid yang sama yaitu h = 10000 m. Algoritma komputer ditulis dengan Borland C++ versi 5.0A, dan pengolahan data dilakukan menggunakan komputer PC Pentium 133 MHz. Hasil perbandingan ditunjukkan pada Tabel I.1 berikut.

Tabel I.1 Hasil perbandingan enam metode transformasi koordinat; dari [*Gerdan & Deakin*, 1999]

Metode Transformasi	Kesalahan maksimum		Waktu pemrosesan relatif
	φ (sec)	h (m)	
Lin & Wang	6,87e-11	2,53e-09	42
Bowring	2,88e-08	1,01e-06	50
Paul	3,90e-07	1,14e-06	52
Ozone	6,87e-11	2,42e-09	56
Iterasi Sederhana	1,35e-05	6,12e-05	62
Borkowski	2,88e-08	1,01e-06	63

Dari hasil studi kasus perbandingan ini terlihat bahwa dari segi waktu pemrosesan, metode Lin & Wang adalah yang tercepat dan metode Borkowski adalah yang terlambat. Sedangkan dari segi kesalahan maksimum komponen lintang dan tinggi ellipsoid yang dihitung, metode Lin & Wang dan metode Ozone adalah yang paling teliti, dan metode Iterasi Sederhana adalah yang paling kurang teliti.

Lampiran II
TRANSFORMASI 3D ANTARSISTEM (X,Y,Z)

Ada beberapa model transformasi koordinat 3D yang dapat diaplikasikan untuk mentransformasikan suatu sistem koordinat kartesian (X_A, Y_A, Z_A) ke sistem kartesian lainnya (X_B, Y_B, Z_B).

Model transformasi 3D yang paling umum adalah **transformasi affine.** Pada transformasi ini garis lurus tetap ditransformasikan menjadi garis lurus, dan garis-garis sejajar tetap akan sejajar. Umumnya ukuran, bentuk, posisi, dan orientasi dari garis-garis dalam jaringan akan berubah. Disamping itu faktor skalanya bergantung pada orientasi dari garis tetapi tidak pada posisinya di dalam jaringan. Sehingga dalam hal ini panjang dari semua garis dalam suatu arah tertentu akan mempunyai faktor skala yang sama. Disamping transformasi affine, dapat juga digunakan **transformasi proyektif** (*projection transformation*), dimana faktor skala juga merupakan fungsi dari posisi. Model transformasi berikutnya, yang juga merupakan model transformasi yang paling banyak digunakan adalah model **transformasi similaritas** (*similarity transformation*).

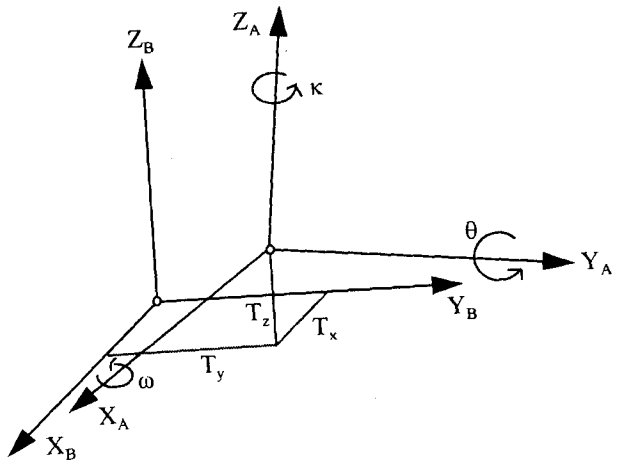
Pada model transformasi similaritas ini, faktor skala adalah sama untuk semua arah (isotropik). Proses transformasi ini tidak akan mengubah bentuk, sehingga sudut juga tidak akan berubah besarnya. Meskipun begitu, panjang garis dan posisi titik akan mungkin berubah. Patut dicatat di sini bahwa transformasi similaritas dengan faktor skala satu, biasanya dinamakan **transformasi ortogonal**. Pada transformasi ini, besar sudut dan panjang garis dalam jaringan tidak akan berubah, tetapi posisi titik akan berubah.

Model transformasi similaritas yang menghubungkan koordinat titik-titik antara dua sistem koordinat Kartesian 3D, katakanlah (X_B,Y_B,Z_B) dengan (X_A,Y_A,Z_A), dapat diformulasikan sebagai berikut:

$$\begin{bmatrix} X_B \\ Y_B \\ Z_B \end{bmatrix} = s \,.\, R \,.\, \begin{bmatrix} X_A \\ Y_A \\ Z_A \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} T_x \\ T_y \\ T_z \end{bmatrix} \qquad \text{(II.1)}$$

dimana s adalah faktor skala, R adalah matriks rotasi ortogonal 3 x 3, dan (T_x,T_y,T_z) adalah vektor translasi antara kedua sistem koordinat.

Model transformasi, yang dalam konteks geodesi dinamakan **model Bursa-Wolf** ini, punya 7 (tujuh) parameter transformasi, yaitu satu faktor skala, tiga sudut rotasi, dan tiga parameter translasi, seperti yang ditunjukkan pada Gambar II.1.



Gambar II.1 Model transformasi similaritas 7 parameter.

Pada rumus (II.1), berdasarkan Gambar II.1 di atas maka matriks rotasi **R** dapat dihitung berdasarkan rumus berikut:

$$\mathbf{R} = \mathbf{R}_z(\kappa) \,.\, \mathbf{R}_y(\theta) \,.\, \mathbf{R}_x(\omega) \qquad \text{(II.2)}$$

dimana $\mathbf{R}_x(\omega)$, $\mathbf{R}_y(\theta)$, $\mathbf{R}_z(\kappa)$ dan adalah matriks rotasi mengelilingi masing-masing sumbu X, Y, dan Z, dan dapat diformulasi-kan sebagai berikut:

$$R_Z(\kappa) = \begin{bmatrix} \cos\kappa & \sin\kappa & 0 \\ -\sin\kappa & \cos\kappa & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \qquad \text{(II.3)}$$

$$R_y(\theta) = \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & -\sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\theta & 0 & \cos\theta \end{bmatrix} \qquad \text{(II.4)}$$

$$R_X(\omega) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\omega & \sin\omega \\ 0 & -\sin\omega & \cos\omega \end{bmatrix} \qquad \text{(II.5)}$$

Seandainya persamaan (II.3), (II.4), dan (II.5) disubstitusikan ke persamaan (II.2), maka akan diperoleh:

$$\mathbf{R} = \begin{bmatrix} \cos\kappa.\cos\theta & \cos\kappa.\sin\theta.\sin\omega + \sin\kappa.\cos\omega & -\cos\kappa.\sin\theta.\cos\omega + \sin\kappa.\sin\omega \\ -\sin\kappa.\cos\theta & -\sin\kappa.\sin\theta.\sin\omega + \cos\kappa.\cos\omega & \sin\kappa.\sin\theta.\cos\omega + \cos\kappa.\sin\omega \\ \sin\theta & -\cos\theta.\sin\omega & \cos\theta.\cos\omega \end{bmatrix} \qquad \text{(II.6)}$$

Untuk sudut-sudut rotasi yang relatif kecil (< 10"), maka formulasi di atas dapat diaproksimasi dengan formulasi berikut:

$$R = \begin{bmatrix} 1 & \kappa & -\theta \\ -\kappa & 1 & \omega \\ \theta & -\omega & 1 \end{bmatrix} \qquad \text{(II.7)}$$

Ada beberapa faktor yang menyebabkan transformasi similaritas ini sangat populer, yaitu antara lain:

- Jumlah parameter transformasinya relatif sedikit, yaitu tujuh (7),
- Mudah diimplementasikan dalam bentuk perangkat lunak,
- Jumlah titik sekutu antara dua jaringan yang diperlukan relatif tidak terlalu banyak (minimal 3 titik sekutu), dan
- Cukup teliti untuk menghubungkan dua jaringan yang homogen (yaitu tidak ada distorsi lokal pada skala atau orientasi).

Akhirnya perlu ditekankan di sini bahwa **model Bursa-Wolf** yang diformulasikan seperti pada persamaan (II.1) punya sedikit kelemahan, yaitu jika model ini digunakan pada jaringan yang relatif kecil, maka parameter-parameter rotasi akan mempunyai korelasi tinggi dengan parameter-parameter translasi. Untuk menghindari problem korelasi ini, maka salah satu alternatifnya adalah dengan menggunakan **model Molodensky-Badekas** yang dapat diformulasikan sebagai berikut:

$$\begin{bmatrix} X_B \\ Y_B \\ Z_B \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_m \\ Y_m \\ Z_m \end{bmatrix} + s \,.\, \mathbf{R} \,.\, \begin{bmatrix} X_A - X_m \\ Y_A - Y_m \\ Z_A - Z_m \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} T'_X \\ T'_y \\ T'_Z \end{bmatrix} \qquad \text{(II.8)}$$

dimana (X_m, Y_m, Z_m) adalah koordinat dari titik pusat jaringan, dimana:

$$X_m = \frac{1}{n} \,.\, \sum_{i=1}^{n} X_A(i) \qquad \text{(II.9)}$$

$$Y_m = \frac{1}{n} \,.\, \sum_{i=1}^{n} Y_A(i) \qquad \text{(II.10)}$$

$$Z_m = \frac{1}{n} \,.\, \sum_{i=1}^{n} Z_A(i) \qquad \text{(II.11)}$$

Pada model Molodensky-Badekas ini, meskipun parameter-parameter translasinya berbeda, tapi matriks rotasi dan faktor skalanya tetap sama.